Aeroklub PRL

SZKOLENIE SAMOLOTOWE

W. Wyrozumski

Podręcznik nawigacji lotniczej

SPIS TREŚCI

Przedmowa 13
Oznaczenia i skróty 15

1. WIADOMOŚCI OGÓLNE strona 31

1.1. Podstawowe pojęcia i definicje 31
1.2. Techniczne urządzenia nawigacyjne 37
1.3. Rodzaje nawigacji lotniczej 40
1.4. Podstawowe zadania nawigacji lotniczej 41
1.5. Główne zadania służby nawigacyjnej 42
1.6. Ogólne wiadomości o kształcie i rozmiarach Ziemi 42
1.7. Podstawowe punkty, koła i linie na powierzchni Ziemi . . 45
1.8. Współrzędne geograficzne i współrzędne sferyczne 47
1.9. Długość łuku wielkiego koła i długości łuków równoleżników 49
1.10. Pomiar odległości 51
1.11. Główne i pośrednie kierunki na powierzchni Ziemi . . . 51
1.12. Horyzont i jego rodzaje 53
1.13. Czas 55
1.13.1. Podstawy pomiaru czasu 55
1.13.2. Średni czas słoneczny 56
1.13.3. Czas miejscowy 57
1.13.4. Czas strefowy 57
1.13.5. Przeliczanie czasów 58
1.13.6. Czas urzędowy 60
1.13.7. Linia zmiany daty 61
1.14. Loksodroma i ortodroma 62
1.14.1. Obliczanie drogi po loksodromie 68
1.14.2. Obliczanie drogi po ortodromie 70
1.15. Linie pozycyjne statku powietrznego 73

2. MAPY LOTNICZE strona 76

2.1. Wprowadzenie 76
2.2. Skala i podziałka mapy 77
2.3. Odwzorowania kartograficzne 79
2.3.1. Wiadomości ogólne 79
2.3.2. Podział odwzorowań kartograficznych według rodzaju zniekształceń 81

2.3.3. Podział odwzorowań według konstrukcji siatki kartograficznej 82
2.3.4. Odwzorowania walcowe 83
2.3.5. Odwzorowania stożkowe 89
2.3.6. Odwzorowania wielostożkowe 92
2.3.7. Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne) 96
2.4. Podział i nomenklatura (oznaczanie) map oraz sklejanie arkuszy map 99
2.5. Treść mapy 100
2.5.1. Wiadomości ogólne 100
2.5.2. Przedstawianie rzeźby terenu na mapie 102
2.5.3. Kolorystyka map (barwy konwencjonalne) 104
2.5.4. Ramki mapy i opis pozaramkowy 104
2.5.5. Uaktualnianie (unacześnianie) mapy 104
2.6. Praca na mapie 105
2.6.1. Określanie na mapie wysokości punktów terenu i wzajemnego ich przewyższenia 105
2.6.2. Określanie nachylenia stoku 105
2.6.3. Określanie współrzędnych geograficznych punktu na mapie 106
2.6.4. Odszukiwanie punktów na mapie według danych współrzędnych geograficznych 107
2.6.5. Pomiar kierunku i kąta na mapie 107
2.6.6. Pomiar odległości na mapie 110
2.6.7. Ogólne zasady wykreślania ortodromy i laksodromy na mapach lotniczych 112
2.6.8. Wykreślanie loksodromy i pomiar KDG_{loks} na mapach w wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym 114

3. KURS STATKU POWIETRZNEGO I BUSOLA strona 117

3.1. Magnetyzm ziemski 117
3.2. Kurs statku powietrznego 122
3.2.1. Definicje 122
3.2.2. Matematyczne i pamięciowe przeliczanie kursów 124
3.2.3. Przeliczanie kursów metodą graficzną 125
3.3. Busola magnetyczna 126
3.4. Pola magnetyczne działające na busolę magnetyczną umieszczoną na statku powietrznym 127
3.4.1. Wstęp 127
3.4.2. Stałe pole magnetyczne statku powietrznego 127
3.4.3. Zmienne pole magnetyczne statku powietrznego 127
3.4.4. Pole elektromagnetyczne wytwarzane przez pracujące urządzenia elektryczne statku powietrznego 128
3.5. Błędy busoli magnetycznej 129
3.5.1. Wstęp 129
3.5.2. Zastój róży busoli 129
3.5.3. Pociąganie cieczą róży busoli 129
3.5.4. Błąd pozycyjny (montażowy) 130
3.5.5. Dewiacja półokrężna 130
3.5.6. Dewiacja ćwierćokrężna 130
3.5.7. Dewiacja stała 131
3.5.8. Dewiacja pochyleniowa i przechyleniowa 132
3.5.9. Błąd północny busoli 134
3.6. Kompensacja dewiacji (prace dewiacyjne) 136
3.7. Sposoby eliminowania błędów busol magnetycznych . . . 136

4.	WYSOKOŚĆ LOTU I WYSOKOŚCIOMIERZ	strona 138
4.1.	Wysokość lotu — układy odniesienia	138
4.2.	Geometryczne wysokości lotu	139
4.3.	Wysokości barometryczne	143
4.4.	Błędy wysokościomierzy barometrycznych	152
4.4.1.	Wstęp	152
4.4.2.	Błędy powodowane odchyleniem rzeczywistej temperatury powietrza od temperatury MAW	153
4.4.3.	Błędy powodowane odchyleniem ciśnienia atmosferycznego przy ziemi od ciśnienia 760 mm Hg	158
4.5.	Pojęcie wysokości gęstościowej i jej obliczanie	163
4.6.	Przeliczanie wysokości przyrządowej na wysokość rzeczywistą i odwrotnie	165
4.7.	Minimalne (bezpieczne) wysokości lotu po trasie	168
4.7.1.	Wstęp	168
4.7.2.	Obliczanie przyrządowej minimalnej wysokości lotu	171
4.8.	Międzynarodowy system poziomów lotu	173
5.	PRĘDKOŚĆ STATKU POWIETRZNEGO I PRĘDKOŚCIOMIERZ	strona 178
5.1.	Rzeczywista prędkość powietrzna i prędkość podróżna	178
5.2.	Aerodynamiczna metoda pomiaru rzeczywistej prędkości powietrznej statku powietrznego	179
5.3.	Jednowskazówkowy prędkościomierz ciśnieniowy	188
5.3.1.	Zasada działania	188
5.3.2.	Błędy jednowskazówkowego prędkościomierza ciśnieniowego	188
5.4.	Dwuwskazówkowy prędkościomierz zespolony	192
5.4.1.	Zasada działania	192
5.4.2.	Błędy dwuwskazówkowego prędkościomierza zespolonego	193
5.5.	Przeliczanie prędkości lotu	194
5.5.1.	Przeliczanie prędkości przyrządowej na rzeczywistą prędkość powietrzną i odwrotnie (wskazania prędkościomierzy jednowskazówkowych oraz szerokiej wskazówki prędkościomierza dwuwskazówkowego)	194
5.5.2.	Przeliczanie wskazań wąskiej wskazówki prędkościomierza zespolonego na rzeczywistą prędkość powietrzną i odwrotnie	196
5.6.	Liczba Macha	197
5.7.	Obliczanie zależności: droga, prędkość, czas	199
6.	WPŁYW WIATRU NA LOT STATKU POWIETRZNEGO	strona 202
6.1.	Wiatr	202
6.2.	Lot statku powietrznego w ciszy	205
6.3.	Lot statku powietrznego w łożu wiatru	206
6.3.1.	Lot statku powietrznego z wiatrem tylnym	206
6.3.2.	Lot statku powietrznego z wiatrem czołowym	207
6.4.	Lot statku powietrznego z wiatrem bocznym	208
6.5.	Obliczanie elementów nawigacyjnego trójkąta prędkości	214
6.5.1.	Obliczanie kąta wiatru	214
6.5.2.	Obliczanie kąta kursowego wiatru	214
6.5.3.	Obliczanie kąta znoszenia	215
6.5.4.	Obliczanie maksymalnego kąta znoszenia	216

6.5.5. Obliczanie pamięciowe kąta znoszenia w zależności od kąta wiatru i maksymalnego kąta znoszenia 217
6.5.6. Obliczanie prędkości podróżnej 217
6.5.7. Obliczanie rzeczywistego magnetycznego kąta drogi . . . 218
6.5.8. Obliczanie kursu magnetycznego dla lotu po nakazanej linii drogi 219
6.6. Obliczanie kursu powrotnego po tej samej linii drogi . . . 219
6.7. Obliczanie czasu przelotu odcinka trasy, przebytej drogi i prędkości podróżnej 220
6.8. Zależności elementów nawigacyjnego trójkąta prędkości . . 221
6.8.1. Zależność kąta znoszenia i prędkości podróżnej od zmiany rzeczywistej prędkości powietrznej 221
6.8.2. Zależność kąta znoszenia i prędkości podróżnej od zmiany prędkości wiatru 222
6.8.3. Zależność kąta znoszenia i prędkości podróżnej od zmiany kąta wiatru 223
6.9. Rozwiązywanie nawigacyjnego trójkąta prędkości metodą graficzną 225
6.9.1. Obliczanie graficzne kąta znoszenia, kursu magnetycznego i prędkości podróżnej 225
6.9.2. Obliczanie graficzne kąta znoszenia, rzeczywistego magnetycznego kąta drogi i prędkości podróżnej 226
6.9.3. Obliczanie graficzne rzeczywistej prędkości powietrznej, kąta znoszenia i kursu magnetycznego dla potrzebnej (nakazanej) prędkości podróżnej 227
6.9.4. Obliczanie graficzne kierunku i prędkości wiatru 228
6.10. Rozwiązywanie nawigacyjnego trójkąta prędkości na wiatromierzu 232
6.11. Sposoby określania (pomiaru) kąta znoszenia w czasie lotu 236
6.11.1. Wstęp 236
6.11.2. Obliczanie kąta znoszenia według znanego wiatru . . . 237
6.11.3. Określanie kąta znoszenia według dwóch pozycji statku powietrznego 237
6.11.4. Określanie kąta znoszenia według linii (nabieżnika) obiektów orientacyjnych 239
6.11.5. Określanie kąta znoszenia według obiektu liniowego . . 240
6.11.6. Określanie kąta znoszenia według bocznego odchylenia . . 240
6.11.7. Przybliżone wzrokowe określanie kąta znoszenia według „biegu ziemi" 242
6.11.8. Pomiar kąta znoszenia za pomocą wizjera pokładowego (celownika) 243
6.12. Określanie prędkości podróżnej w czasie lotu 246
6.12.1. Wstęp 246
6.12.2. Obliczanie prędkości podróżnej według znanego wiatru . . 247
6.12.3. Określanie prędkości podróżnej według dwóch pozycji statku powietrznego 247
6.12.4. Określanie prędkości podróżnej według czasu przelotu bazy kątowej 248
6.13. Obliczanie wartości składowych rzutu wektora prędkości wiatru na oś podłużną statku powietrznego oraz na oś drogi startowej 250
6.14. Wiatr ekwiwalentny (równoważny) 252

7. WYKORZYSTANIE POMIARÓW OPTYCZNYCH ORAZ PODSTAWOWYCH PRZYRZĄDÓW NAWIGACYJNYCH strona 257

7.1. Obiekty orientacyjne 257

7.1.1. Podział obiektów orientacyjnych 257
7.1.2. Cechy niektórych obiektów orientacyjnych 258
7.2. Namiary wzrokowe (optyczne) 261
7.3. Kąt pionowy obiektu orientacyjnego, odległość skośna i odległość pozioma 268
7.4. Rodzaje linii pozycyjnych 271
7.5. Ustalanie pozycji statku powietrznego przez namiary wzrokowe 273
7.5.1. Wstęp 273
7.5.2. Ustalanie pozycji statku powietrznego według przecięcia się linii pozycyjnych 273
7.6. Zliczanie drogi statku powietrznego na mapie 279
7.6.1. Wstęp 279
7.6.2. Zliczanie drogi w ciszy (bez uwzględniania wpływu wiatru) 280
7.6.3. Zliczanie drogi z uwzględnieniem wpływu wiatru . . . 282

8. ORIENTACJA GEOGRAFICZNA strona 287

8.1. Rodzaje orientacji geograficznej 287
8.2. Zasady i kolejność prowadzenia orientacji wzrokowej . . 289
8.2.1. Podstawowe zasady prowadzenia orientacji wzrokowej . . 289
8.2.2. Kolejność czynności podczas prowadzenia orientacji wzrokowej 290
8.2.3. Prowadzenie orientacji wzrokowej w różnych warunkach 293
8.2.4. Dokładność ustalania pozycji statku powietrznego za pomocą orientacji wzrokowej 298
8.3. Orientacja przyrządowa 299

9. PODSTAWOWE MANEWRY NAWIGACYJNE STATKU POWIETRZNEGO W PŁASZCZYŹNIE POZIOMEJ I PIONOWEJ strona 303

9.1. Zakręt statku powietrznego 303
9.1.1. Elementy zakrętu statku powietrznego 303
9.1.2. Obliczanie elementów zakrętu statku powietrznego według wzorów 304
9.1.3. Obliczanie liniowego wyprzedzenia zakrętu 309
9.1.4. Obliczanie kątowego wyprzedzenia zakrętu 310
9.1.5. Obliczanie liniowego opóźnienia zakrętu 311
9.1.6. Liniowe boczne odchylenie od nakazanej linii drogi powstałe w wyniku nieuwzględnienia promienia zakrętu podczas zmiany kierunku lotu 312
9.1.7. Poprawianie bocznego odchylenia dwoma zakrętami . . . 312
9.1.8. Przesunięcie toru powietrznego zakrętu względem powierzchni ziemi pod wpływem wiatru 314
9.2. Zmiana odległości między dwoma statkami powietrznymi lecącymi z jednakowymi kursami i poziomami lotu manewrem prędkości 315
9.3. Obliczanie czasu i miejsca dopędzenia statku powietrznego lecącego w przodzie z kursem zgodnym 319
9.4. Obliczanie czasu i miejsca spotkania statków powietrznych na kursach przeciwnych 320
9.5. Obliczanie prędkości pionowej wznoszenia się lub zniżania statku powietrznego na nakazaną wysokość (poziom) lotu 322
9.6. Obliczanie czasu i miejsca osiągnięcia przez statek powietrzny nakazanego poziomu lotu 324

9.7. Obliczanie czasu i miejsca początku zniżania 325
9.8. Przechwycenie statku powietrznego 327

10. RADIOTECHNICZNE URZĄDZENIA I SYSTEMY NAWIGACYJNE strona 333

10.1. Ogólna charakterystyka i podział radiotechnicznych urządzeń i systemów nawigacyjnych 333
10.2. Radiowysokościomierze pokładowe 336
10.3. Pokładowe urządzenie depplerowskie do pomiaru prędkości podróżnej i kąta znoszenia 341
10.4. Radionamierzanie (radiogoniometria) i elementy radionamierzania 345
10.5. Poprawka na zbieżność południków 351
10.6. Poprawka loksodromiczna 355
10.7. Linia równych radionamiarów 357
10.8. Zasady wykreślania (nanoszenia) na mapach linii pozycyjnych uzyskanych przez radionamierzanie 359
10.9. Kątowy system radiotechniczny składający się z radiokompasu i radiolatarni bezkierunkowej 363
10.9.1. Wiadomości ogólne 363
10.9.2. Rodzaje wskaźników radiokompasów 365
10.9.3. Zadania nawigacyjne rozwiązywane za pomocą radiokompasu 367
10.9.4. Określanie wzajemnego położenia statku powietrznego i radiolatarni na podstawie *KKR* 368
10.9.5. Określanie przelotu nad radiolatarnią 369
10.9.6. Określanie radionamiaru geograficznego radiolatarni RNGR i radionamiaru geograficznego statku powietrznego RNGS 371
10.9.7. Określanie położenia statku powietrznego względem nakazanej linii drogi podczas lotu do radiolatarni 372
10.9.8. Określanie położenia statku powietrznego względem nakazanej linii drogi podczas lotu od radiolatarni 373
10.9.9. Lot do radiolatarni metodą bierną 374
10.9.10. Lot do radiolatarni metodą kursową 376
10.9.11. Lot do radiolatarni metodą czynną 377
10.9.12. Lot od radiolatarni 378
10.9.13. Kontrola drogi według bocznej linii pozycyjnej 380
10.9.14. Wyprowadzenie statku powietrznego na nakazaną linię drogi (nakazaną linię radionamiaru) za pomocą radiokompasu . 381
10.9.15. Ustalanie pozycji statku powietrznega radionamierzaniem dwóch radiolatarni 383
10.9.16. Ustalanie pozycji statku powietrznego dwukrotnym radionamierzaniem jednej radiolatarni 386
10.9.17. Ustalanie pozycji statku powietrznego na mapie z naniesionymi liniami równych radionamiarów 387
10.9.18. Wyprowadzenie statku powietrznego na kierunek lądowania 388
10.10. Wykorzystanie do celów nawigacji kątowego systemu radiotechnicznego składającego się z *RNK* i pokładowej radiostacji korespondencyjnej 391
10.10.1. Wiadomości ogólne 391
10.10.2. Lot do radionamiernika metodą kursową 395
10.10.3. Lot do radionamiernika metodą czynną 396
10.10.4. Kontrola drogi według kierunku podczas lotu do radionamiernika 397
10.10.5. Określanie przelotu nad radionamiernikiem 397
10.10.6. Kontrola drogi według kierunku podczas lotu od radionamiernika 399

10.10.7. Kontrola drogi według odległości za pomocą radionamierników bocznych 401
10.10.8. Ustalanie pozycji statku powietrznego 402
10.11. Błędy radionamierzania i dokładność ustalania pozycji statku powietrznego 403
10.12. Kątowy radiotechniczny system nawigacyjny średniego i bliskiego zasięgu VOR 409
10.12.1. Wiadomości ogólne 409
10.12.2. Wyposażenie pokładowe systemu VOR 413
10.12.3. Zadania nawigacyjne rozwiązywane za pomocą systemu VOR 418
10.13. Radiodalmierz elektroniczny DME 423
10.14. Przybliżone określenie czasu lotu (odległości) do *PRN* . . 428
10.15. Radiotechniczne systemy podejścia do lądowania 433
10.15.1. Klasyczny system podejścia do lądowania za pomocą radiokompasu i radiolatarni bezkierunkowych (system USL, system ADF) 434
10.15.2. System podejścia do lądowania według wskazań przyrządów ILS 436
10.15.3. Radiolokacyjny system podejścia do lądowania według informacji (poleceń) z ziemi (RSL, GCA) 442

11. PRZYGOTOWANIE NAWIGACYJNE DO WYKONYWANIA LOTÓW strona 446

11.1. Ogólne przygotowanie nawigacyjne 446
11.1.1. Cel i zakres ogólnego przygotowania nawigacyjnego . . . 446
11.1.2. Szkolenie teoretyczne i praktyczne personelu latającego . . 447
11.1.3. Ogólne przygotowanie map 447
11.1.4. Studiowanie rejonu lotów 449
11.1.5. Przygotowanie osobistego wyposażenia nawigacyjnego . . 450
11.1.6. Okresowe sprawdzanie wiadomości personelu latającego z zakresu teorii i praktyki nawigowania statków powietrznych 450
11.2. Nawigacyjne przygotowanie personelu latającego do lotu . . 451
11.2.1. Zadania personelu kierowniczego służby nawigacyjnej . . 451
11.2.2. Cel i podział nawigacyjnego przygotowania personelu latającego do lotu 452
11.2.3. Wstępne przygotowanie nawigacyjne do lotu 453
11.2.4. Bezpośrednie przygotowanie nawigacyjne do lotu 466

12. OBLICZENIA INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNE strona 469

12.1. Zasięg, długotrwałość i promień lotu (działania) statku powietrznego 469
12.2. Ogólne zasady obliczania zapasu paliwa, zapewniającego bezpieczne wykonanie lotu 475
12.3. Obliczanie zapasu paliwa zapewniającego bezpieczne wykonanie lotu po trasie 477
12.4. Punkt krytyczny (punkt jednakowego czasu lotu) . . . 479
12.5. Obliczanie położenia krytycznego punktu powrotu z trasy lotu 480
12.5.1. Obliczanie odległości do krytycznego punktu powrotu w przypadku powrotu na lotnisko startu 481
12.5.2. Obliczanie odległości do krytycznego punktu powrotu w przypadku lotu na lotnisko zapasowe położone na NLD . . . 483
12.5.3. Obliczanie odległości do krytycznego punktu powrotu w przypadku lotu na lotnisko zapasowe położone z boku trasy . . 483

13.	NAWIGACYJNE ZASADY WYKONYWANIA LOTU	strona 487
13.1.	Ogólne zasady nawigowania statku powietrznego	487
13.2.	Nawigacyjne etapy lotu	489
13.3.	Nawigowanie statku powietrznego po odcinkach prostoliniowych i po łukach	490
13.3.1.	Nawigowanie statku powietrznego po odcinku prostoliniowym	490
13.3.2.	Nawigowanie statku powietrznego po łuku	491
13.4.	Wykonanie lotu po nakazanej trasie	492
13.4.1.	Dolot do podstawowego punktu trasy	492
13.4.2.	Odlot od podstawowego punktu trasy	493
13.4.3.	Kontrola drogi	496
13.4.4.	Poprawianie kierunku lotu	501
13.4.5.	Poprawianie czasu dolotu w celu przylotu do punktu przeznaczenia w obliczonym (przewidywanym) lub nakazanym czasie	507
13.5.	Praca na mapie i prowadzenie dziennika pokładowego	520
13.6.	Kontrola i ocena dokładności nawigowania	522

14.	NAWIGACYJNE ZASADY BEZPIECZEŃSTWA LOTÓW	strona 524
14.1.	Wstęp	524
14.2.	Zapobieganie wypadkom utraty przez załogę statku powietrznego orientacji geograficznej i wznawianie orientacji	526
14.2.1.	Wiadomości ogólne	526
14.2.2.	Przyczyny utraty orientacji geograficznej	526
14.2.3.	Zapobieganie wypadkom utraty orientacji geograficznej	528
14.2.4.	Ogólne zasady postępowania załogi w przypadku utraty orientacji geograficznej	529
14.2.5.	Samodzielne sposoby wznawiania orientacji geograficznej przez załogę	531
14.3.	Zapobieganie zderzaniu się statków powietrznych z powierzchnią ziemi (wody) i z przeszkodami terenowymi	535
14.4.	Zapobieganie wzajemnemu zderzaniu się statków powietrznych podczas lotu	536
14.5.	Zapobieganie wchodzeniu statków powietrznych w strefy nie przewidziane zadaniem	537
14.6.	Zapobieganie wchodzeniu statków powietrznych w strefy niebezpiecznych zjawisk pogody	538
14.7.	Zapobieganie przymusowym lądowaniom statków powietrznych ze względu na brak paliwa	539

15.	WŁAŚCIWOŚCI NAWIGOWANIA STATKÓW POWIETRZNYCH W RÓŻNYCH WARUNKACH NAWIGACYJNEJ SYTUACJI LOTU	strona 540
15.1.	Nawigowanie nad terenem z dużą liczbą małych lub podobnych obiektów orientacyjnych	540
15.2.	Nawigowanie nad terenem pozbawionym obiektów orientacyjnych	541
15.3.	Nawigowanie na małych wysokościach	544
15.4.	Właściwości nawigowania na dużych wysokościach	546
15.5.	Nawigowanie nad terenem górzystym	549
15.6.	Nawigowanie nad akwenami morskimi	552
15.7.	Nawigowanie w nocy	553
15.8.	Nawigowanie w strefie burz	555

15.9. Nawigowanie w chmurach i nad chmurami 558
15.10. Nawigowanie na międzynarodowych drogach lotniczych . . 560

16. ZASADY OPRACOWYWANIA PROCEDUR PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA WEDŁUG WSKAZAŃ PRZYRZĄDÓW strona 562

16.1. Zasady ogólne 562
16.1.1. Kategorie statków powietrznych 564
16.1.2. Przewyższenia nad przeszkodami 565
16.1.3. Czynniki mające wpływ na minima operacyjne 566
16.1.4. Zapas wysokości w podejściach precyzyjnych 567
16.1.5. Zapas wysokości i minimalne przewyższenie nad przeszkodami w podejściach nieprecyzyjnych (klasycznych) . . . 570
16.1.6. Zapas wysokości i minimalne przewyższenie nad przeszkodami w podejściach z widocznością (lot po kręgu) . . . 571
16.2. Strefy podejścia według wskazań przyrządów 572
16.2.1. Rodzaje stref 572
16.2.2. Punkty kontrolne 573
16.2.3. Gradient zniżania 573
16.3. Odcinki drogi podejścia do lądowania według wskazań przyrządów 574
16.3.1. Odcinek drogi dolotu 574
16.3.2. Odcinek podejścia początkowego 575
16.3.3. Odcinek podejścia pośredniego 579
16.3.4. Odcinek podejścia końcowego 580
16.3.5. Odlot po nieudanym podejściu (odejście na drugi krąg lub na trasę) 583
16.4. Podejście z widocznością (lot po kręgu) 585
16.5. Procedury oczekiwania 586
16.6. Procedury nastawiania wysokościomierzy 588
Zał. 1. Tablica przeliczeń ciśnienia atmosferycznego wyrażonego w mm Hg na hPa (mb) 589
Zał. 2. Tablica przeliczeń ciśnienia atmosferycznego wyrażonego w hPa (mb) na mm Hg 590
Zał. 3. Międzynarodowa Atmosfera Wzorcowa (MAW) 591
Zał. 4. Dopuszczalne błędy przyrządowe wysokościomierzy WD-12, WD-15 i WD-17 593
Zał. 5. Tabela poziomów lotu stosowanych w polskim rejonie informacji powietrznej 593
Zał. 6. Dopuszczalne błędy przyrządowe prędkościomierzy US-350 i US-800 594
Zał. 7. Dopuszczalne błędy przyrządowe prędkościomierzy KUS-1000 i KUS-1200 594
Zał. 8. Tablica promieni zakrętów R w metrach i czasów zakrętów o 360° t_{360} w sekundach w zależności od rzeczywistych prędkości powietrznych V_r i przechyleń statku powietrznego β . . 595
Zał. 9. Wstępne i bezpośrednie obliczenie lotu 598
Zał. 10. Inżynieryjno-nawigacyjne obliczenie lotu dla samolotu An-2T 599
Zał. 11. Tablica przeliczeń niektórych jednostek 600
Literatura 601
Indeks pojęć i definicji 603

PRZEDMOWA

Inicjatywę opracowania nowego podręcznika nawigacji lotniczej dla potrzeb aeroklubów podjął Dział Szkolenia i Sportu Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej.

Projekt pierwszej wersji podręcznika ujmował swą treścią zagadnienia nawigacji lotniczej zawarte w „Programie szkolenia samolotowego", wydanym przez Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej w 1971 roku oraz w „Zakresie wiedzy niezbędnej do uzyskania licencji poszczególnych specjalności lotniczych według wymogów państwowej lotniczej komisji egzaminacyjnej", wydanym przez Zarząd Główny Aeroklubu PRL w 1977 roku.

Druga, ostateczna wersja podręcznika uwzględnia uzupełnienia wersji pierwszej, zaproponowane przez redaktora naukowego podręcznika płk. nawig. mgr. inż. Mariana Wojewódzkiego.

Podręcznik omawia zagadnienia teoretyczne i praktyczne z nawigacji lotniczej, dostosowując je do wykonywanych zadań przez personel aeroklubów, jednak zakres opracowania niektórych części materiału świadomie rozszerzyłem poza ramy praktycznych potrzeb uczniów i kadry Aeroklubu PRL, mając na uwadze względy dydaktyczne, a mianowicie stworzenie szerszej bazy teoretycznej dla samodzielnego pogłębiania wiedzy nawigacyjnej.

Pragnę podkreślić, że niektóre praktyczne czynności, np. takie jak technika wykonywania nawigacyjnego zadania lotu oraz kontroli i poprawiania drogi, nie mogły zostać opisane w wystarczającym zakresie dla szkolonego pilota czy też nawigatora,

miałem jednak na uwadze, że szkolący instruktor przekaże im swoje doświadczenie w dostosowaniu do rodzaju lotu, użytkowanego typu statku powietrznego i wykonywanego zadania.

Ze względu na występującą dużą różnorodność suwaków, kalkulatorów i wiatromierzy nawigacyjnych podręcznik nie opisuje sposobów rozwiązywania za ich pomocą zadań nawigacyjnych, natomiast podaje wzory oraz tablice i wykresy, które umożliwiają rozwiązywanie niezbędnych w praktyce nawigacyjnej zadań.

W związku z coraz szerszym stosowaniem w praktyce skrótów przyjętych przez Organizację Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego, w podręczniku podano skróty najczęściej stosowane (wraz z pełnym brzmieniem nazw w języku angielskim).

Nawigowanie statku powietrznego ściśle się wiąże ze stosowaniem się do przepisów, obowiązujących w lotnictwie cywilnym, m.in. takich, jak zasady ruchu lotniczego, służby ruchu lotniczego, łączność lotnicza, osłona meteorologiczna czy eksploatacja statków powietrznych, dlatego znajomość ich jest niezbędna do realizacji zadań pod względem nawigacyjnym.

Słowa podziękowania kreślę redaktorowi naukowemu płk. nawig. mgr. inż. Marianowi Wojewódzkiemu za pomoc w redagowaniu niezbędnych poprawek i uzupełnień oraz w ustalaniu terminologii nawigacyjnej, jak również za udostępnienie części własnych opracowań szeregu tematów oraz za zgodę na włączenie tych części do niniejszego podręcznika.

Również dziękuję inicjatorowi opracowania niniejszego podręcznika i opiniodawcy ppłk. pil. Tadeuszowi Majewskiemu za uwagi złożone pod kątem przydatności materiału dla personelu aeroklubów PRL.

Panu Czesławowi Malinowskiemu, cenionemu i zasłużonemu nawigatorowi zarówno dla lotnictwa cywilnego, jak i lotnictwa wojskowego, serdecznie dziękuję wraz z redaktorem naukowym podręcznika za udostępnienie unikalnych podręczników, które okazały się pomocne przy opracowaniiu autorskim.

polskie

a	— prędkość dźwięku
A	— azymut
ARK	— automatyczny radiokompas; automatyczny radionamiernik pokładowy
ARN	— automatyczny radionamiernik naziemny
B	— baza
BO	— boczne odchylenie
C	— cel
C_h	— godzinowe zużycie paliwa
C_k	— kilometrowe zużycie paliwa mierzone względem ośrodka powietrznego
d, D	— długość, odległość, zasięg
D_{min}	— odległość minimalna
D_M	— meteorologiczny kierunek wiatru
D_N	— nawigacyjny kierunek wiatru
D_{poz}	— odległość pozostała
DA	— minimalna bezwzględna wysokość decyzji
DH	— minimalna względna wysokość decyzji
DME	— radiodalmierz
DP	— dopełnienie poprawki
EK	— etap kontrolny
FAF	— punkt rozpoczęcia podejścia końcowego (podejście nieprecyzyjne)

FAP — punkt rozpoczęcia podejścia końcowego na ścieżce schodzenia (podejście precyzyjne)

h — stopień baryczny

$\bar{H}$ — składowa pozioma natężenia pola magnetycznego Ziemi

H — wysokość lotu; wysokość

H_{bar} — barometryczna wysokość lotu; wysokość barometryczna

$H_{bar\ min}$ — barometryczna wysokość minimalna

$H_{bar\ bzwg}$ — barometryczna wysokość bezwzględna

$H_{bar\ std}$ — barometryczna wysokość standardowa; wysokość standardowa mierzona od powierzchni izobarycznej 1013,25 hPa (760 mm Hg)

$H_{bar\ wzg}$ — barometryczna wysokość względna

H'_{bar} — wysokość barometryczna poprawiona

$H_{min\ poz\ przejśc}$ — najniższy poziom przejściowy dla lotnika

H_p — wysokość przyrządowa

$H_{p\ min}$ — przyrządowa minimalna wysokość lotu

$H_{p\ min\ lotn}$ — przyrządowa minimalna wysokość lotu w przypadku gdy na wysokościomierzu nastawione jest ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska

$H_{p\ min\ std}$ — przyrządowa minimalna wysokość lotu w przypadku gdy na wysokościomierzu nastawione jest ciśnienie atmosferyczne 1013,25 hPa (760 mm Hg)

$H_{p\ min\ tr\ zr}$ — przyrządowa minimalna wysokość lotu w przypadku gdy na wysokościomierzu nastawione jest minimalne ciśnienie atmosferyczne na trasie lotu zredukowane do średniego poziomu morza

$H_{poz\ lotu}$ — wysokość lotu odpowiadająca nakazanemu poziomowi lotu

H_r — rzeczywista wysokość lotu; wysokość rzeczywista

$H_{r\ min}$ — rzeczywista minimalna (bezpieczna) wysokość lotu

H_{ter} — bezwzględna wysokość terenu; wysokość terenu n.p.m.

H_{wzg} — względna wysokość lotu; wysokość względna

H_ϱ — wysokość gęstościowa

I — inklinacja magnetyczna

IAF — punkt rozpoczęcia podejścia początkowego

IF — punkt rozpoczęcia podejścia pośredniego

ILS — system lądowania według wskazań przyrządów

K — kurs statku powietrznego (samolotu, śmigłowca, szybowca itd.), kurs lotu; kurs

K_{zakr} — kąt zakrętu

KB — kurs busoli

KBO — kątowe boczne odchylenie

KD — kąt drogi

KD_{loks} — loksodromiczny kąt drogi

KD_{ort} — ortodromiczny kąt drogi

KDG — kąt drogi geograficzny

KDM — kąt drogi magnetyczny

KG — kurs geograficzny

KK — kąt kursowy

KK_{kr} — kąt kursowy krytyczny

KKO — kąt kursowy obiektu

KKR — kąt kursowy radiolatarni

KKW — kąt kursowy wiatru

KM — kurs magnetyczny

KMP — kurs magnetyczny powrotny dla lotu po tej samej drodze

KO — kontrolny obiekt

KP — kąt pionowy

KPP — krytyczny punkt powrotu

KPT — końcowy punkt trasy

KU — kurs umowny

KW — kąt wiatru

KWZ — kątowe wyprzedzenie zakrętu

KZ — kąt znoszenia

KZ_a — kąt znoszenia aerodynamiczny

KZ_{maks} — kąt znoszenia maksymalny

l, L — długość, odległość

L — zasięg lotu statku powietrznego

LBO — liniowe boczne odchylenie

$LBO_{loks-ort}$ — boczne odchylenie loksodromy od ortodromy

LBO_{maks} — liniowe boczne odchylenie maksymalne

LBO_{zakr} — liniowe boczne odchylenie w czasie zakrętu
LD — linia drogi
LD_{loks} — loksodromiczna linia drogi
LD_{ort} — ortodromiczna linia drogi
$L_{u=0}$ — zasięg lotu w ciszy
LK — linia kursu
LP — linia pozycyjna
LRN — linia radionamiaru
LRRN — linia równych radionamiarów
LWZ — liniowe wyprzedzenie zakrętu
Ma — liczba Macha
MAW — Międzynarodowa Atmosfera Wzorcowa
MAPt — punkt rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu
MDA — minimalna bezwzględna wysokość zniżania
MDH — minimalna względna wysokość zniżania
MOC — minimalne przewyższenie nad przeszkodami (wymagane)
N — namiar
N — numer strefy czasowej
NB — północny kierunek południka busoli
NG — północny kierunek południka geograficznego; biegun geograficzny północny
NGO — namiar geograficzny obiektu
NGS — namiar geograficzny statku powietrznego
NKD — nakazany kąt drogi
NKDG — nakazany kąt drogi geograficzny
NKDM — nakazany kąt drogi magnetyczny
NLD — nakazana linia drogi
NM — mila morska
NM — północny kierunek południka magnetycznego; biegun magnetyczny północny
NMO — namiar magnetyczny obiektu
NMS — namiar magnetyczny statku powietrznego
NO — namiar obiektu
NS — namiar statku powietrznego
NTP — nawigacyjny trójkąt prędkości

OCA — bezwzględna wysokość lotu zapewniająca minimalne przewyższenie nad przeszkodami

OCH — względna wysokość lotu zapewniająca minimalne przewyższenie nad przeszkodami

OP — odległość pozioma

ORK — odczyt radiokompasu

OS — odległość skośna

P — ciśnienie atmosferyczne

P_H — ciśnienie atmosferyczne na wysokości lotu

P_{lotn} — ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska

$P_{lotn\ zr}$ — ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska zredukowane do średniego poziomu morza

P_{dop} — punkt dopędzenia

$P_{przechw}$ — punkt przechwycenia

P_{spotk} — punkt spotkania

P_{tr} — ciśnienie atmosferyczne na trasie lotu (przy ziemi)

$P_{min\ tr\ zr}$ — minimalne ciśnienie atmosferyczne przy ziemi na odcinku trasy lotu zredukowane do średniego poziomu morza i czasu na tym odcinku (z uwzględnieniem tendencji barometrycznej)

$P_{tr\ zr}$ — ciśnienie atmosferyczne w rozpatrywanym punkcie trasy lotu (przy ziemi) zredukowane do średniego poziomu morza

P_{tr} — ciśnienie atmosferyczne przy ziemi w rozpatrywanym punkcie trasy lotu

P_z — ciśnienie atmosferyczne przy ziemi

P_o — ciśnienie atmosferyczne na zerowym poziomie MAW

PAR — radiolokator (radar) precyzyjnego podejścia do lądowania

PK — poprawka kursu

PK — punkt krytyczny (punkt jednakowego czasu lotu)

PS — pozycja statku powietrznego

POZ — punkt opóźnienia zakrętu

PRN — punkt radionawigacyjny

PS_b — zliczona pozycja statku powietrznego bez uwzględnienia wpływu wiatru na lot statku powietrznego; pozycja w ciszy; pozycja bezwietrzna

PS_n — pozycja namierzona statku powietrznego

PS_r — rzeczywista pozycja statku powietrznego

PS_z — zliczona pozycja statku powietrznego z uwzględnieniem wpływu wiatru na lot

PPZ — punkt początku zakrętu

PWZ — punkt wykonania zadania

PZK — punkt zmiany kierunku lotu

$PZKL$ — punkt zakrętu na kierunek lądowania

Q_c — całkowita ilość paliwa na statku powietrznym

Q_{gw} — ogólna ilość paliwa zapewniająca bezpieczne wykonanie lotu

Q_{kr} — ilość (zużycie) paliwa w czasie budowy kręgu przed lądowaniem

Q_l — ilość (zużycie) paliwa na poszczególnych etapach lotu od początku startu do końca lądowania statku powietrznego

Q_{lp} — ilość (zużycie) paliwa dla lotu poziomego

Q_m — niezużywalna ilość (pozostałość) paliwa w zbiornikach paliwa statku powietrznego; paliwo martwe

Q_n — nawigacyjny zapas paliwa

Q_{oper} — operacyjny zapas paliwa

Q_{poz} — pozostała ilość paliwa w danej chwili

Q_{rez} — rezerwa paliwa

$Q_{rozporz}$ — rozporządzalny zapas paliwa

Q_{wzn} — ilość (zużycie) paliwa w czasie wznoszenia

Q_z — ilość (zużycie) paliwa na pracę zespołu napędowego na ziemi (rozruch, próba, kołowanie)

Q_{zn} — ilość (zużycie) paliwa w czasie zniżania

QFE — aktualne ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska

QFF — aktualne ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska zredukowane do średniego poziomu morza z uwzględnieniem aktualnej temperatury i ciśnienia

QNE — ciśnienie standardowe — 1013,25 hPa (760 mm Hg)

QNH — aktualne ciśnienie atmosferyczne na poziomie lot-

niska zredukowane do średniego poziomu morza za pomocą wzoru MAW (ISA)

R — promień lotu (działania) statku powietrznego

R — promień zakrętu

R_u — promień lotu (działania) statku powietrznego z uwzględnieniem wpływu wiatru

$R_{u=0}$ — promień lotu (działania) statku powietrznego w ciszy

R_z — promień Ziemi

RKD — rzeczywisty kąt drogi

RKDG — rzeczywisty kąt drogi geograficzny

RKDM — rzeczywisty kąt drogi magnetyczny

RL — radiolatarnia

RLD — rzeczywista linia drogi

RN — radionamiar

RNGR (QUJ) — radionamiar geograficzny radiolatarni lub radionamiernika

RNGS (QTE) — radionamiar geograficzny statku powietrznego

RNK (VDF) — radionamiernik naziemny

RNMR (QDM) — radionamiar magnetyczny radiolatarni lub radionamiernika

RNMS (QDR) — radionamiar magnetyczny statku powietrznego

RNR — radionamiar radiolatarni

RNS — radionamiar statku powietrznego

RSL — radiolokacyjny system lądowania

S — droga

S_{dop} — oddalenie punktu dopędzenia od KO

S_{ham} — droga hamowania

S_{loks} — odległość loksodromiczna

S_{man} — droga manewru

S_{max} — odległość maksymalna

S_{min} — odległość minimalna

S_{ort} — odległość ortodromiczna

S_{poz} — droga pozostała

S_{przeb} — droga przebyta

S_{spotk} — oddalenie punktu spotkania od KO

S_{wzn} — droga wznoszenia

S_{zakr} — droga zakrętu o dany kąt (np. S_{45}, S_{360})

S_{zn} — droga zniżania

SG — południowy kierunek południka geograficznego; południowy biegun geograficzny

t — czas lotu (odstęp czasu)

t — temperatura powietrza w °C

t_{dop} — czas dopędzenia

t_H — temperatura powietrza na wysokości lotu w °C

t_{lp} — czas lotu poziomego

t_{man} — czas manewru

t_{oper} — operacyjny zapas paliwa wyrażony w jednostkach czasu

t_{poz} — czas pozostały

t_{spot} — czas spotkania

t_{wzn} — czas wznoszenia

t_{zakr} — czas zakrętu o dany kąt (np. t_{45}, t_{360})

t_{zw} — czas zwierania

t_{zn} — czas zniżania

t_z — temperatura powietrza przy powierzchni ziemi w °C

t_o — temperatura powietrza na zerowym poziomie MAW w °C

T — czas (moment) astronomiczny

T — temperatura powietrza w K

$\bar{T}$ — wektor całkowitego natężenia pola magnetycznego Ziemi

T_G — czas Greenwich

T_M — średni czas miejscowy

T_S — czas strefowy

T_U — czas urzędowy (cywilny)

U — prędkość wiatru

U_E — wiatr ekwiwalentny

$U_{śr}$ — średnia prędkość wiatru

$\bar{U}_x$ — składowa wektora wiatru zgodna z linią kursu lub linią drogi

$\bar{U}_y$ — składowa wektora wiatru prostopadła do linii kursu lub linii drogi

V — prędkość względem powietrza; prędkość powietrzna; prędkość statku powietrznego; prędkość

V_a — prędkość aerodynamiczna; prędkość równoważna na poziomie morza; prędkość przyrządowa odczytana według szerokiej wskazówki prędkościomierza po uwzględnieniu poprawki błędu przyrządowego i błędu aerodynamicznego

V_h — prędkość równoważna na dowolnej wysokości lotu

V_{lp} — prędkość lotu poziomego

V_{max} — prędkość maksymalna

V_{min} — prędkość minimalna

V_p — prędkość przyrządowa; prędkość powietrzna odczytana według szerokiej wskazówki prędkościomierza

V_{pk} — prędkość powietrzna odczytana według wąskiej wskazówki prędkościomierza

V'_{pk} — prędkość powietrzna odczytana według wąskiej wskazówki prędkościomierza poprawiona o ΔV_{pk}, oraz ΔV_a

V_{potrz} — prędkość potrzebna

V_{przel} — prędkość przelotowa

V_r — rzeczywista prędkość powietrzna; prędkość rzeczywista

$V_{r\ potrz}$ — potrzebna rzeczywista prędkość powietrzna

V_{wzg} — prędkość względna

V_{wzn} — prędkość wznoszenia po torze

$\bar{V}_x$ — składowa pozioma wektora prędkości powietrznej statku powietrznego

$\bar{V}_z$ — składowa pionowa wektora prędkości powietrznej statku powietrznego

V_{zbl} — prędkość powietrzna zbliżania

$V_{z\ wzn}$ — pionowa prędkość wznoszenia

$V_{z\ zn}$ — pionowa prędkość zniżania

V_{zn} — prędkość zniżania po torze

VASIS — system świateł wskazujących kąt ścieżki schodzenia

VFR — przepisy wykonywania lotów z widocznością

VOR — ogólnokierunkowa radiolatarnia bardzo wielkiej częstotliwości

W — prędkość podróżna; prędkość względem powierzchni ziemi

W_{potrz} — potrzebna prędkość podróżna

W_r — rzeczywista prędkość podróżna

W_{zbl} — prędkość podróżna zbliżania

WPT — wyjściowy punkt trasy

$WPTP$ — wyjściowy punkt trasy powrotnej

Z — składowa pionowa natężenia pola magnetycznego Ziemi

β — kąt przechylenia statku powietrznego

β_{max} — maks. kąt przechylenia statku powietrznego

β_p — kąt pochylenia statku powietrznego

γ — pionowy gradient temperatury powietrza

Δ — różnica lub poprawka

ΔB — dewiacja busoli

ΔG — kąt zbieżności południków; zbieżność południków

ΔH — różnica wysokości; błąd w utrzymywaniu wysokości

ΔH_a — poprawka aerodynamiczna wysokościomierza

ΔH_{bar} — poprawka barometryczna wysokościomierza; poprawka barometryczna;

ΔH_p — poprawka błędu przyrządowego wysokościomierza barometrycznego

ΔH_{prz} — przewyższenie wierzchołka najwyższej przeszkody terenowej nad najwyższym punktem terenu

ΔH_t — poprawka temperaturowa wysokościomierza

ΔH_{ter} — poprawka terenowa

ΔKKR — kątowe wyprzedzenie zakrętu określane za pomocą radiokompasu; różnica KKR

ΔM — deklinacja magnetyczna

ΔR — radiodewiacja

Δt — różnica czasu

ΔV — różnica prędkości; błąd w utrzymywaniu prędkości

ΔV_a — poprawka błędu aerodynamicznego prędkościomierza

ΔV_p — poprawka błędu przyrządowego do wskazań szerokiej wskazówki prędkościomierza

ΔV_{pk} — poprawka błędu przyrządowego do wskazań wąskiej wskazówki prędkościomierza

$\Delta V_{śc}$ — poprawka błędu prędkościomierza powodowanego zmianą ściśliwości powietrza

ΔV_t — poprawka temperaturowa prędkościomierza

ΔV_ϱ — poprawka błędu prędkościomierza powodowanego zmianą gęstości powietrza

ΔZ — poprawka loksodromiczna $\left(\frac{\Delta G}{2}\right)$

ω — prędkość kątowa zakrętu

międzynarodowe

A — *Altitude*
Wysokość bezwzględna

AA — *Absolute Altitude*
Wysokość rzeczywista

ADF — *Automatic Direction Finder*
Automatyczny radiokompas; automatyczny radionamiernik pokładowy

AIP — *Air Information Publication*
Zbiór informacji lotniczych

AL — *Airfield Level*
Poziom lotniska

CA — *Calibrated Altitude*
Wysokość barometryczna; wysokość przyrządowa H_p poprawiona o ΔH_p i ΔH_a

CAS — *Calibrated Air Speed*
Prędkość aerodynamiczna V_a; prędkość równoważna na poziomie morza (zerowym poziomie ISA); prędkość przyrządowa V_p poprawiona o ΔV_p i ΔV_a

DA — *Decision Altitude*
Bezwzględna wysokość decyzji

DH — *Decision Height*
Względna wysokość decyzji

DA — *Density Altitude*

Wysokość gęstościowa

DME — Distance Measuring Equipment
Radiodalmierz

DR — *Dead Reckoning*; *Dead Reckoning Position*
Zliczanie drogi; Zliczona pozycja statku powietrznego z uwzględnieniem wpływu wiatru

EAS — *Equivalent Air Speed*
Prędkość równoważna na dowolnej wysokości lotu; prędkość aerodynamiczna poprawiona na ściśliwość powietrza na wysokości lotu

FAF — *Final Approach Fix*
Punkt rozpoczęcia podejścia końcowego

FAP — *Final Approach Point*
Punkt rozpoczęcia podejścia końcowego na ścieżce schodzenia

GCA — *Ground Controlled Approach*
Podejście do lądowania kontrolowane z ziemi

GL — *Ground Level*
Poziom przelatywanego terenu

GMT — *Greenwich Mean Time*
Średni czas Greenwich

GS — *Ground Speed*
Prędkość podróżna

H — *Height*
Wysokość względna mierzona od dowolnego stałego poziomu, różnego od średniego poziomu morza

IA — *Indicated Altitude*
Wysokość przyrządowa

IAF — *Initial Approach Fix*
Punkt rozpoczęcia podejścia początkowego

IAS — *Indicated Air Speed*
Prędkość przyrządowa

IF — *Intermediate Fix*
Punkt rozpoczęcia podejścia pośredniego

IFR — *Instrument Flight Rules*
Przepisy wykonywania lotów według wskazań przyrządów

ILS — *Instrument Landing System*
System lądowania według wskazań przyrządów

IM — *Inner Marker*
Marker wewnętrzny

ISA — *International Standard Atmosphere*
Międzynarodowa Atmosfera Wzorcowa (MAW)

MAPt — *Missed Approach Point*
Punkt rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu

MDA — *Minimum Descent Altitude*
Minimalna (bezpieczna) bezwzględna wysokość zniżania

MDH — *Minimum Descent Height*
Minimalna (bezpieczna) względna wysokość zniżania

MM — *Middle Marker*
Marker środkowy

MOC — *Minimum Obstacle Clearance (required)*
Minimalne przewyższenie nad przeszkodami (wymagane)

MSA — *Minimum Sector Altitude*
Minimalna wysokość bezwzględna wlotu do sektora lotniska lądowania; minimalna wysokość bezwzględna sektorowa

MSL — *Mean Sea Level*
Średni poziom morza

NDB — *Non-Directional Radio Beacon*
Radiolatarnia bezkierunkowa

NM — *Nautical Mile*
Mila morska

OBS — *Omni Bearing Selector (Course Selector)*
Wskaźnik (selektor) namiarów

OCA — *Obstacle Clearance Altitude*
Bezwzględna wysokość lotu zapewniająca minimalne przewyższenie nad przeszkodami

OCH — *Obstacle Clearance Height*
Względna wysokość lotu zapewniająca minimalne przewyższenie nad przeszkodami

OM — *Outer Marker*
Marker zewnętrzny

PA — *Pressure-Altitude*
Ciśnienie atmosferyczne wyrażone w jednostkach wysokości według atmosfery wzorcowej; wysokość barometryczna mierzona względem poziomu 1013,25 hPa (760 mm Hg)

PAR — *Precision Approach Radar*
Radiolokator (radar) precyzyjnego podejścia do lądowania

PAV — *Pressure Altitude Variation*
Poprawka barometryczna

PPI — *Plan Position Indicator*
Wskaźnik Obserwacji Okrężnej

QDM — *The magnetic bearing from the aircraft to the VDF; magnetic heading to reach the VDF with zero wind*
Radionamiar magnetyczny radionamiernika

QDR — *The magnetic bearing of an aircraft from the VDF*
Radionamiar magnetyczny statku powietrznego

QFE — *Actual Setting on Airfield Elevation*
Nastawa aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska

QFF — *Actual Setting on MSL*
Nastawa aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska zredukowanego do MSL, z uwzględnieniem aktualnej temperatury i ciśnienia, a nie za pomocą wzoru ISA (MAW)

QNE — *Standard Setting*
Nastawa ciśnienia P_{std} = 1013,25 hPa (760 mm Hg)

QNH — *Actual Setting on MSL*
Nastawa aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska zredukowanego do MSL za pomocą wzoru ISA

QTE — *The true bearing of an aircraft from the VDF*
Radionamiar geograficzny statku powietrznego

QUJ — *The true bearing from the aircraft to the VDF; the true track from the aircraft to the VDF*
Radionamiar geograficzny radionamiernika

SRE — *Surveillance Radar Equipment*
Radiolokator radar obserwacji

SSR — *Secondary Surveillance Radar*
Radar wtórny

TA — *True Altitude*
Poprawiona bezwzględna wysokość barometryczna; wysokość bezwzględna

TAS — *True Air Speed*
Rzeczywista prędkość powietrzna

TDI — *Track (Course) Deviation Indicator*
Wskaźnik odchylenia od linii nastawionego radialu lub linii drogi lotu do (od) radiolatarni

TR — *Turn Point*
Punkt rozpoczęcia zakrętu

TVOR — *Terminal VOR*
Lotniskowa radiolatarnia VOR

VASIS — *Visual Approach Slope Indicator System*
System świateł wskazujących kąt ścieżki schodzenia

VDF — *Very High Frequency Direction Finder*
Radionamiernik ultrakrótkofalowy (naziemny)

VFR — *Visual Flight Rules*
Przepisy wykonywania lotów z widocznością

VOR — *Very High Frequency Omnidirectional Radio Range*
Ogólnokierunkowa radiolatarnia bardzo wielkiej częstotliwości

1

WIADOMOŚCI OGÓLNE

1.1

PODSTAWOWE POJĘCIA I DEFINICJE

Nawigacja lotnicza obejmuje zagadnienia teoretyczne i praktyczne związane z bezpiecznym i ekonomicznym prowadzeniem statków powietrznych po nakazanej trasie.

W odróżnieniu od nawigacji kosmicznej nawigacja lotnicza ogranicza się wyłącznie do lotów wykonywanych w granicach atmosfery ziemskiej.

„Nawigowanie statku powietrznego" oznacza zespół czynności wykonywanych przez pilota i nawigatora w celu ustalania pozycji geograficznej statku, określania i utrzymywania nawigacyjnych parametrów lotu (kursu, wysokości, prędkości), niezbędnych do doprowadzenia statku po nakazanej trasie w wyznaczonym czasie do punktu docelowego.

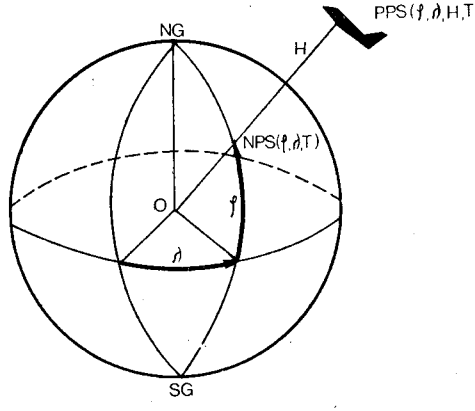
Podstawą nawigowania statku powietrznego jest orientacja geograficzna. Przez pojęcie „orientacja geograficzna" należy rozumieć zdawanie sobie przez załogę sprawy z tego, gdzie, nad jakim punktem terenu znajduje się w rozpatrywanym czasie statek powietrzny i gdzie jest kierunek północny. Ściślej mówiąc, w przystosowaniu do potrzeb praktyki nawigacyjnej, załoga ma orientację geograficzną wówczas, gdy zna pozycję (punkt, miejsce, rejon) statku powietrznego względem powierzchni ziemi w rozpatrywanym czasie i może określić kierunek dalszego lotu z dokładnością niezbędną do wykonania zamierzonego zadania.

Wykonywanie przez załogę czynności związanych z zachowaniem w czasie lotu orientacji geograficznej nazywa się „prowadzeniem orientacji". Orientację geograficzną można prowadzić podczas lotu wzrokowo lub za pomocą pokładowych i naziemnych urządzeń technicznych.

Pozycja statku powietrznego *PS* jest to pojęcie określające punkt (miejsce) znajdowania się statku powietrznego w przestrzeni w rozpatrywanym czasie bądź rzut tego punktu na powierzchni ziemi.

W praktyce lotniczej rozróżnia się powietrzną pozycję statku powietrznego i naziemną pozycję statku powietrznego.

Powietrzna pozycja statku powietrznego *PPS* jest to miejsce, w którym znajduje się statek powietrzny w przestrzeni, określana najczęściej współrzędnymi geograficznymi (długość λ i szerokość φ), wysokością lotu H i czasem T (rys. 1.1 i 1.2).

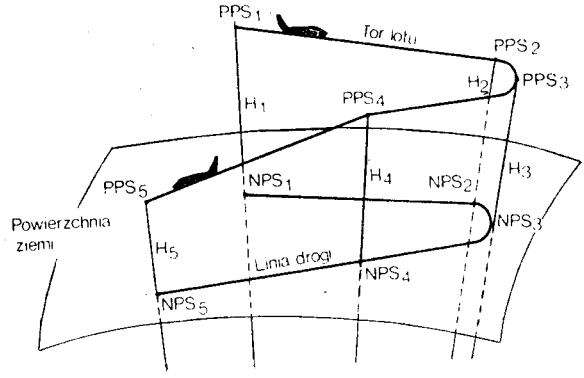


Rys. 1.1. Pozycja powietrzna i naziemna statku powietrznego

Zbiór kolejnych powietrznych pozycji statku powietrznego nazywa się torem lotu (rys. 1.2), a rzut toru lotu na powierzchni ziemi — linią drogi *LD*.

Naziemna pozycja statku powietrznego *NPS* jest to rzut powietrznej pozycji statku powietrznego na powierzchni ziemi, określany najczęściej współrzędnymi geograficznymi φ, λ i czasem T.

W dalszej części podręcznika używa się wyrażenia „pozycja statku powietrznego" w rozumieniu „naziemna pozycja statku".



Rys. 1.2. Tor lotu i linia drogi (trasa lotu)

Do określania pozycji statku powietrznego stosuje się również, zamiast współrzędnych geograficznych, inne układy współrzędnych związanych z ziemią, nazwy obiektów w terenie, bądź też podaje się kierunek i odległość pozycji statku w stosunku do tych obiektów.

Rodzaje pozycji statku powietrznego oznacza się na mapie graficznymi znakami umownymi:

⊙ rzeczywista pozycja statku powietrznego, ustalona przez wzrokowe lub przyrządowe określenie momentu przelotu nad naturalnym (sztucznym) obiektem orientacyjnym (*PS*$_r$, *Pin-point*, *Fix*);

+ zliczona pozycja statku powietrznego, bez uwzględnienia wpływu wiatru na lot statku powietrznego, zwana też pozycją w ciszy lub pozycją bezwietrzną (*PS*$_b$, *Air Position*);

▽ zliczona pozycja statku powietrznego z uwzględnieniem wpływu wiatru na lot statku powietrznego (*PS*$_z$, *DR — Dead Reckoning Position*);

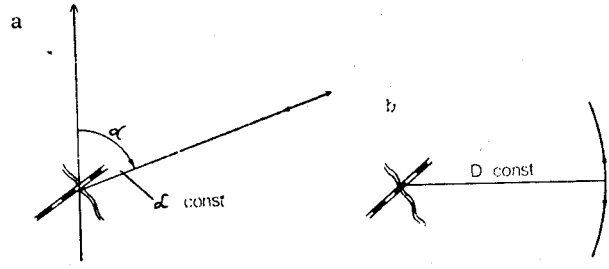
⊠ namierzona pozycja statku powietrznego, ustalona w wyniku przecięć linii pozycyjnych uzyskanych za pomocą urządzeń radionawigacyjnych, astronomicznych, optycznych lub innych (*PS*$_n$, *Fix*);

⊗ pozycja ustalona za pomocą radiolokatorów (radarów) naziemnych zwana pozycją radarową (*Radar Fix*).

Przy graficznym znaku *PS* na mapie zapisuje się czas.

Pozycję statku powietrznego ustala się za pomocą obserwacji przelotu nad obiektem (punktem) lub za pomocą linii pozycyjnych, jako punkt ich przecięcia się.

Linia pozycyjna *LP* jest to miejsce geometryczne punktów prawdopodobnej pozycji statku powietrznego, określone stałą wartością mierzonej wielkości, która tę linię jednoznacznie wyznacza. Kształt linii pozycyjnej zależy od metody jej uzyskania. Może to być np. linia prosta, część okręgu, hiperboli lub innej krzywej. Graficzne znaki umowne linii pozycyjnych przedstawiają rysunki 1.3*a* i 1.3*b*.



Rys. 1.3. Graficzny znak umowny linii pozycyjnej
a — o stałej wartości kąta, *b* — o stałej wartości odległości

Zwykle przy znaku umownym linii pozycyjnej zapisuje się czas. W miarę potrzeby przy tym znaku zapisuje się również skrót nazwy lub oznacza symbol urządzenia, za pomocą którego dana linia została ustalona.

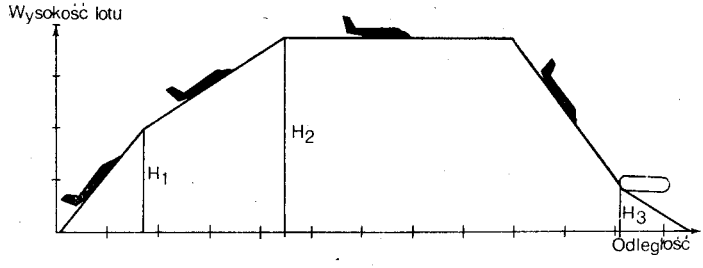
Błąd ustalenia pozycji statku powietrznego charakteryzuje wartość odchylenia znaku umownego pozycji na mapie od punktu nad którym w rzeczywistości w momencie ustalenia *PS* znajdował się statek. Błąd ten przyjęto wyrażać wartością promienia okręgu, równą średniemu kwadratowemu odchyleniu (radialnemu) pozycji ustalonej od rzeczywistej pozycji statku.

Wymagana dokładność i częstość ustalania pozycji statku powietrznego zależy od rodzaju wykonywanego zadania, etapu lotu i nawigacyjnej sytuacji lotu, którą charakteryzują:

— warunki meteorologiczne,
— widoczność lub brak widoczności powierzchni ziemi (wody) i ciał niebieskich,
— rodzaj terenu (ląd, morze, równina, góry, pustynia), liczba i rodzaj obiektów orientacyjnych,
— pora roku i doby,
— wysokość lotu (mała, średnia, duża),
— prędkość lotu,
— zasięg i długotrwałość lotu,
— stopień zabezpieczenia lotu naziemnymi technicznymi urządzeniami nawigacyjnymi (radiolatarnie, radionamierniki, pomoce świetlnotechniczne i inne),
— typ statku powietrznego, stopień wyposażenia statku w techniczne urządzenia nawigacyjne, stopień dokładności tych urządzeń oraz warunki prowadzenia obserwacji z kabiny statku,
— skład załogi (załoga jedno- lub wieloosobowa),
— poziom wyszkolenia załogi,
— skład grupy (np. para, klucz).

Kąt, jaki tworzy linia drogi z północnym kierunkiem południka, nosi nazwę kąta drogi *KD*.

Rzut toru lotu na płaszczyznę pionową nazywa się profilem lotu (rys. 1.4).



Rys. 1.4. Profil lotu

Tory lotu, linie drogi, kąty drogi i profile lotu mogą być nakazane i rzeczywiste.

Nawigacyjnymi elementami (parametrami) lotu nazywa się wielkości charakteryzujące położenie (pozycję) statku powietrznego na torze lotu (bądź względem powierzchni ziemi) oraz jego ruch

po torze, w stosunku do ośrodka powietrznego lub nakazanej linii drogi.

Do podstawowych nawigacyjnych elementów lotu zalicza się:
— współrzędne geograficzne pozycji statku powietrznego i czas,
— kurs statku powietrznego (kąt zawarty między północnym kierunkiem południka a osią podłużną statku powietrznego),
— pochylenie (położenie osi podłużnej statku powietrznego w płaszczyźnie pionowej),
— przechylenie (położenie osi poprzecznej statku powietrznego w płaszczyźnie pionowej),
— wysokość lotu (odległość pionową statku powietrznego od dowolnego poziomu przyjętego umownie na zero wysokości),
— rzeczywistą prędkość powietrzną (prędkość względem nie zaburzonych strug powietrza),
— prędkość pionową (wznoszenia, zniżania),
— kierunek i prędkość wiatru,
— prędkość względem powierzchni ziemi (prędkość podróżną) i kąt drogi,
— prędkość kątową zakrętu.

Nawigacyjnym reżymem lotu nazywa się zespół nawigacyjnych elementów (parametrów), które bezpośrednio charakteryzują ruch statku powietrznego po torze. Do nich zalicza się podstawowe nawigacyjne elementy lotu: kurs, wysokość, prędkość, czas oraz prędkości: pionową wznoszenia (zniżania) i kątową zakrętu.

Nawigacyjne elementy lotu mierzy się i utrzymuje zazwyczaj względem ośrodka powietrznego. Jednakże, ponieważ masy powietrza przemieszczają się z pewną prędkością w stosunku do ziemi, parametry lotu są dobierane w czasie lotu w ten sposób, ażeby zapewnić pokrywanie się rzeczywistej linii drogi z nakazaną linią drogi.

Zależnie od kształtu i usytuowania względem powierzchni ziemi toru lotu oraz warunków nawigowania (ilości i stałości elementów nawigacyjnych) rozróżnia się cztery główne stany lotu:
— prostoliniowy lot poziomy,
— wznoszenie,
— zniżanie,
— zakręt.

Prostoliniowy lot poziomy charakteryzuje się dwoma stałymi elementami nawigacyjnymi: kursem i wysokością lotu.

Wznoszenie (zniżanie) ma również dwa stałe elementy nawigacyjne: kurs lotu i prędkość pionową lub kąt nachylenia toru.

Zakręt wiąże się zawsze z jednym z poprzednich stanów lotu, przy czym zmieniający się w zakręcie kierunek lotu może być zastąpiony elementem charakteryzującym krzywiznę toru zakrętu, np. jego promieniem lub prędkością kątową.

Lot jest ustalony, jeżeli jego elementy zachowują stałą wartość, i nieustalony — jeżeli wartości te ulegają zmianom.

Z praktyki lotniczej wynika, że ściśle biorąc, lot nigdy nie jest ustalony przez długi czas, ponieważ zawsze występują czynniki zakłócające, zmieniające wartości elementów ruchu statku powietrznego.

Zazwyczaj przy obliczeniach nawigacyjnych za lot ustalony w odniesieniu do każdego z jego elementów przyjmuje się średnią wartość tego elementu za określony odstęp czasu, wyodrębniając w ten sposób średni kurs, średnią prędkość, średnią wysokość itp.

Największa dokładność prowadzenia orientacji geograficznej i ustalania PS jest wymagana w rejonie kontrolnych obiektów i punktów zmiany kierunku na trasie lotu oraz w rejonie wykonywania zadania.

1.2 TECHNICZNE URZĄDZENIA NAWIGACYJNE

Techniczne urządzenia nawigacyjne dzielą się, według źródeł uzyskiwania informacji nawigacyjnej i sposobów jej przekazywania, na następujące grupy:

— urządzenia geotechniczne,
— urządzenia radiotechniczne,
— urządzenia astronomiczne,
— pomoce świetlnotechniczne.

Urządzenia geotechniczne umożliwiają wykorzystanie do ustalania pozycji i określania nawigacyjnych elementów lotu para-

Pokładowe urządzenia astronomiczne

1. Lotnicze sekstanty
2. Astrokompasy (astroradiokompasy)
3. Astronomiczne orientatory

Pomoce świetlnotechniczne

pokładowe	naziemne
1. Światła ostrzegawcze (pozycyjne) 2. Reflektory 3. Środki pirotechniczne	1. Latarnie świetlne 2. Światła dróg startowych i dróg kołowania 3. Światła podejścia 4. System świateł wskazujących kąt ścieżki schodzenia 5. Reflektory 6. Środki pirotechniczne 7. Znaki orientacyjne

1.3

RODZAJE NAWIGACJI LOTNICZEJ

Tradycyjnie za kryterium podziału nawigacji lotniczej na rodzaje jest przyjmowane najczęściej techniczne urządzenie nawigacyjne (zespół urządzeń), odgrywające dominującą rolę w rozwiązywaniu podstawowych zadań nawigacji lotniczej.

Wychodząc z tego punktu widzenia, można wyodrębnić następujące rodzaje nawigacji lotniczej:

— nawigację wzrokową, opartą głównie na posługiwaniu się mapą przy wzrokowej widoczności terenu,

— nawigację zliczeniową, opartą na posługiwaniu się urządzeniami technicznymi służącymi do określania kierunku, prędkości i czasu lotu; nawigacja zliczeniowa polega na określaniu odległości i kierunku między dwoma znanymi punktami lub ustalaniu nowej pozycji statku według odległości i kierunku od uprzednio ustalonej pozycji,

— radionawigację, opartą na posługiwaniu się urządzeniami radiotechnicznymi;

— astronawigację, opartą na posługiwaniu się przyrządami astronomicznymi;
— nawigację bezwładnościową (inercjalną), opartą na posługiwaniu się urządzeniami bezwładnościowymi.

Jednak na obecnym etapie rozwoju nawigacji lotniczej przeprowadzanie tego rodzaju podziału nie jest celowe, ponieważ we współczesnej praktyce nawigacyjnej do ustalania pozycji statku powietrznego, utrzymywania kierunku lotu oraz kontroli i poprawiania drogi, wykorzystuje się jednocześnie różne techniczne urządzenia nawigacyjne, zastępujące się wzajemne lub uzupełniające, pracujące jako oddzielne przyrządy lub w zautomatyzowanych systemach (układach) nawigacyjnych.

Niniejszy podręcznik nie obejmuje opisów wykorzystywania do celów nawigacji lotniczej środków astronomicznych i urządzeń bezwładnościowych.

1.4 PODSTAWOWE ZADANIA NAWIGACJI LOTNICZEJ

Podstawowym zadaniem nawigacji lotniczej jest doprowadzenie statku powietrznego do punktu docelowego poprzez takie działania nawigacyjne, w wyniku których rzeczywista linia drogi tego statku pokrywać się będzie w miejscu i czasie z nakazaną linią drogi.

Do zadań nawigacji lotniczej należy w szczególności:
— wybór najbardziej celowej, odpowiadającej zadaniu drogi (trasy) lotu,
— wybór odpowiedniego, zapewniającego wykonanie zadania nawigacyjnego reżymu lotu i najbardziej właściwych technicznych urządzeń nawigacyjnych,
— określenie możliwości wykonania lotu w zależności od zapasu paliwa, utrzymywania nakazanego reżymu lotu,
— zapewnienie poprawności wykonania manewrów nawigacyjnych,
— zapewnienie ciągłości orientacji geograficznej, przez okresowe ustalanie pozycji statku powietrznego,
— zapewnienie bezpieczeństwa lotu pod względem nawigacyjnym,

— bezbłędna koordynacja działalności nawigacyjnej członków załogi statku.

1.5

GŁÓWNE ZADANIA SŁUŻBY NAWIGACYJNEJ

Całokształtem problemów związanych z nawigacją lotniczą zajmuje się służba nawigacyjna.

Do głównych zadań służby nawigacyjnej należy:

— zapewnienie odpowiedniego poziomu wyszkolenia nawigacyjnego personelu latającego,

— zapewnienie stałej gotowości (pod względem nawigacyjnym) personelu latającego do wykonywania przewidywanych zadań,

— przygotowanie danych nawigacyjnych niezbędnych do podejmowania optymalnych decyzji do wykonywania przewidywanych zadań,

— zapewnienie pod względem nawigacyjnym właściwej realizacji powziętej decyzji,

— zapewnienie możliwie największej dokładności nawigowania statków powietrznych w różnych warunkach nawigacyjnej sytuacji lotu,

— zapobieganie wypadkom lotniczym, mogącym wyniknąć z przyczyn nawigacyjnych.

1.6

OGÓLNE WIADOMOŚCI O KSZTAŁCIE I ROZMIARACH ZIEMI

Przy analizowaniu kształtu Ziemi rozróżnia się jej powierzchnię fizyczną i powierzchnię poziomu odniesienia.

Za fizyczną powierzchnię Ziemi przyjmuje się jej rzeczywistą powierzchnię z wszystkimi nierównościami utworzonymi przez lądy oraz powierzchnię mórz i oceanów.

Za powierzchnię poziomu odniesienia przyjmuje się powierzchnię mórz i oceanów w ich stanie spokojnym, podlegających działaniu tylko siły ciężkości, oraz jej przedłużenie pod powierzchnią lądów.

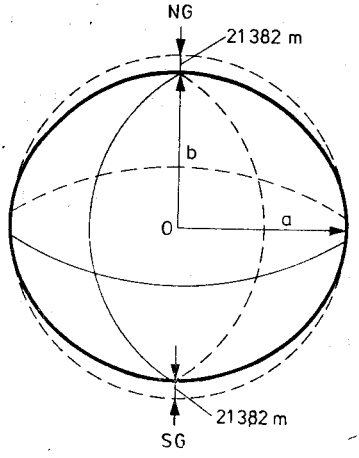
Przyjęta powierzchnia poziomu odniesienia, prostopadła w dowolnym swym punkcie do kierunku siły ciężkości, oddaje w bardzo dużym przybliżeniu rzeczywisty kształt Ziemi.

Bryła geometryczna ograniczona powierzchnią przyjętego w ten sposób poziomu odniesienia nosi nazwę geoidy (gr. *geo* — ziemia + + *eidos* — kształt).

Geoida jest nieprawidłową bryłą geometryczną, trudną do opisania za pomocą wzorów matematycznych.

Przy rozpatrywaniu wielu zagadnień teoretycznych i praktycznych (geodezja, kartografia) zastępuje się geoidę elipsoidą obrotową — prawidłową bryłą geometryczną.

Elipsoidę obrotową o wymiarach najbardziej zbliżonych do wymiarów geoidy nazywa się elipsoidą ziemską (rys. 1.5.).



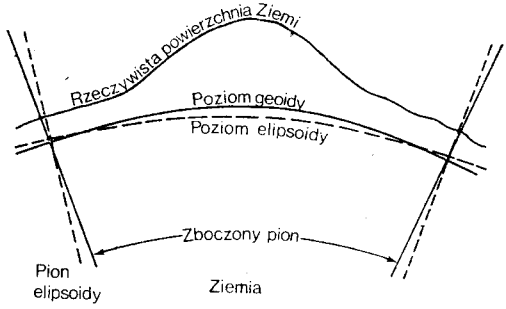
Rys. 1.5. Elipsoida ziemska

Elipsoida ziemska spełnia następujące warunki: środek jej pokrywa się ze środkiem ciężkości Ziemi, a oś krótsza pokrywa się z osią obrotu Ziemi. Wymiary elipsoidy ziemskiej określają długości półosi dłuższej a i krótszej b. Spłaszczenie c wyraża się wzorem:

$$c = \frac{a-b}{a}$$

Na ogół powierzchnia geoidy przebiega na obszarach lądowych powyżej powierzchni elipsoidy ziemskiej, a na obszarach mórz i oceanów poniżej tej powierzchni. Odchylenia te wynoszą śred-

nio 50 m i nie przekraczają 150 m (rys. 1.6). Pion geoidy nie pokrywa się z pionem elipsoidy ziemskiej.



Rys. 1.6. Rzeczywisty kształt Ziemi, poziom geoidy i poziom elipsoidy

Istnieje kilka obliczeń rozmiarów elipsoidy ziemskiej, dokonanych przez uczonych w różnych okresach, np.: astronoma i matematyka niemieckiego F. W. Bessela (1841), geodetę angielskiego A. R. Clarke'a (1880), geodetę amerykańskiego J. F. Hayforda (1909) i geodetę rosyjskiego F.N. Krasowskiego (1940).

W geodezji i kartografii stosuje się w Polsce elipsoidę Krasowskiego, określoną wymiarami:

— długość dłuższej półosi elipsoidy (promień równika) $a = 6\,378\,245$ m

— długość krótszej półosi elipsoidy (odległość od płaszczyzny równika do bieguna) $b = 6\,356\,863$ m

— różnica długości półosi $a - b = 21\,382$ m

— spłaszczenie elipsoidy $c = \frac{a-b}{a} = \frac{1}{298{,}3}$

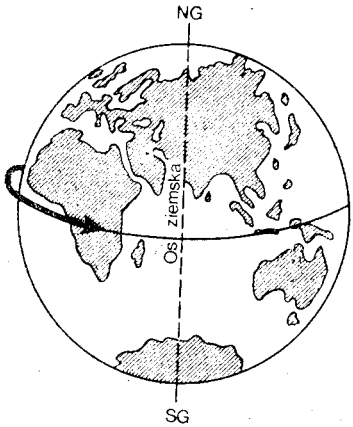
Mała wartość spłaszczenia pozwala przy rozwiązywaniu większości zadań nawigacji lotniczej traktować Ziemię jako kulę, mającą objętość równą objętości elipsoidy ziemskiej. Promień tej kuli, czyli promień Ziemi R_z, wynosi 6371 km.

Błędy wynikające z zastąpienia elipsoidy ziemskiej kulą nie przekraczają $\pm 0{,}5\%$ w określaniu odległości i $\pm 12'$ w określaniu kierunku.

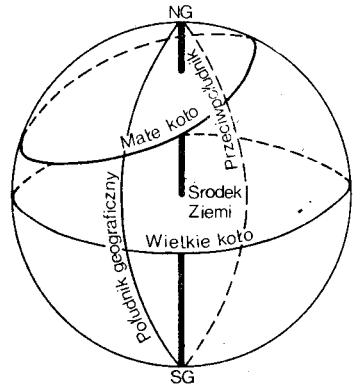
Ziemia obraca się w kierunku z zachodu na wschód (rys. 1.7). Średnica, wokół której odbywa się ruch obrotowy Ziemi, nazywa się osią ziemską. Oś ta przechodzi przez środek Ziemi i przecina jej powierzchnię w dwóch punktach, które nazywa się biegunami geograficznymi. Jeden z biegunów jest północnym *NG*, drugi — południowym *SG*. Biegunem północnym przyjęto umownie nazywać ten biegun, z którego obserwuje się ruch obrotowy Ziemi w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara (biegun położony bliżej Gwiazdy Polarnej), a biegunem południowym — biegun przeciwległy.

Przez każdy punkt na powierzchni Ziemi można przeprowadzić niezliczoną liczbę płaszczyzn. Płaszczyzny przechodzące przez środek Ziemi tworzą z jej powierzchnią tak zwane wielkie koła (rys. 1.8). Płaszczyzny przecinające Ziemię, lecz nie przechodzące przez środek Ziemi tworzą z jej powierzchnią małe koła (rys. 1.8).

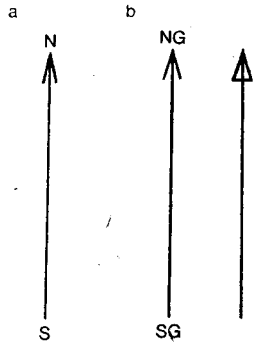
Południk geograficzny jest to połowa wielkiego koła przechodzącego przez bieguny geograficzne, zawarta między tymi biegunami (rys. 1.8).



Rys. 1.7. Kierunek obrotu Ziemi i bieguny geograficzne

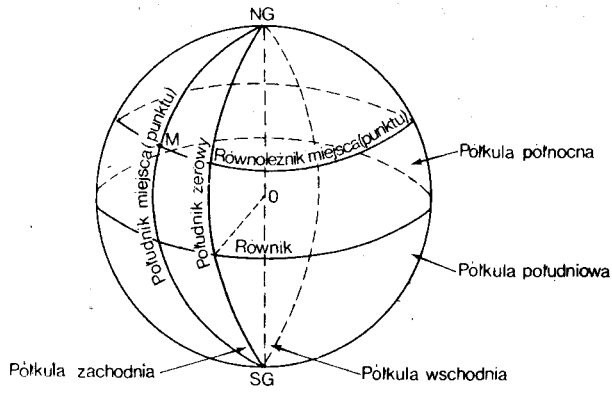


Rys. 1.8. Wielkie i małe koło na powierzchni Ziemi oraz południk geograficzny



Rys. 1.9. Graficzny znak umowny południka
a — znak ogólny południka, *b* — znak południka geograficznego

Każdemu południkowi odpowiada południk oddalony od niego o 180°, który nazywa się przeciwpołudnikiem (rys. 1.8).
Każdy punkt na powierzchni Ziemi (z wyjątkiem biegunów) ma swój południk, nazywany południkiem danego miejsca (punktu). Południk przechodzący przez obiektyw głównego teleskopu Obserwatorium Astronomicznego w Greenwich pod Londynem przyjęto za zerowy lub początkowy (rys. 1.10). Płaszczyzna przechodząca przez południk zerowy dzieli kulę ziemską na półkule wschodnią i zachodnią.



Rys. 1.10
Południki, równik, równoleżnik i półkule

Wielkie koło, którego płaszczyzna jest prostopadła do osi ziemskiej, nazywa się równikiem. Płaszczyzna przechodząca przez równik dzieli kulę ziemską na półkule północną i południową.
Małe koła, których płaszczyzny są równoległe do płaszczyzny równika, nazywają się równoleżnikami. Każdy punkt na po-

wierzchni Ziemi (z wyjątkiem biegunów) ma swój równoleżnik, zwany równoleżnikiem danego miejsca (punktu).

Przez każdy punkt na powierzchni Ziemi (z wyjątkiem biegunów) można przeprowadzić tylko jeden południk i jeden równoleżnik.

Układ południków i równoleżników tworzy siatkę geograficzną, stanowiącą podstawę do utworzenia układu współrzędnych, określających położenie punktu na powierzchni Ziemi.

1.8

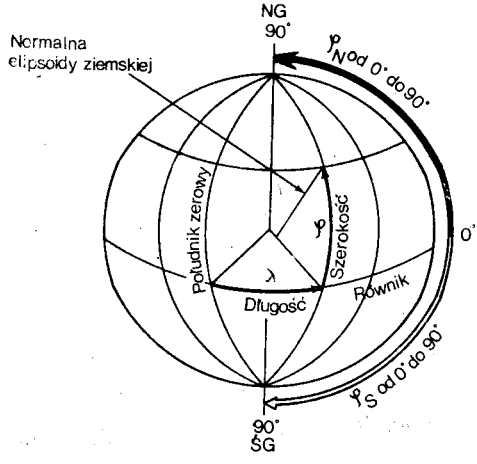
WSPÓŁRZĘDNE GEOGRAFICZNE I WSPÓŁRZĘDNE SFERYCZNE

Współrzędne geograficzne określają położenie punktu na powierzchni elipsoidy ziemskiej, a współrzędne sferyczne odnoszą się do Ziemi traktowanej jako kula.

Początkiem układu współrzędnych w obu przypadkach jest przecięcie się południka zerowego z równikiem.

Współrzędne geograficzne i sferyczne można zdefiniować następująco.

Szerokością geograficzną punktu φ nazywa się kąt zawarty między płaszczyzną równika i normalną elipsoidy ziemskiej w danym punkcie lub długość łuku południka między równikiem i równoleżnikiem danego punktu (rys. 1.11).



Rys. 1.11. Szerokość i długość geograficzna

Szerokością sferyczną punktu φ_{sf} nazywa się kąt zawarty między płaszczyzną równika i prostą łączącą środek kuli ziemskiej z danym punktem (pionem danego punktu) lub długość łuku mierzoną od równika do danego punktu na południku (rys. 1.12).

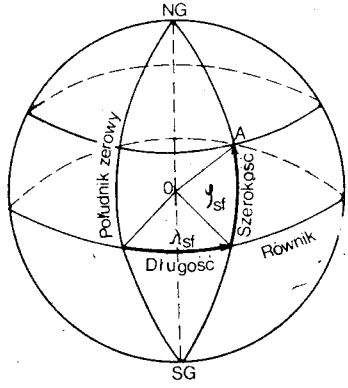
Szerokość geograficzna i szerokość sferyczna może być północna lub południowa, zależnie od tego, czy dany punkt znajduje się na północ czy na południe od równika. Szerokości te mierzy się w jednostkach kąta — od 0° do 90° na północ i południe od płaszczyzny równika lub w jednostkach długości — wzdłuż łuku południka, od równika do danego punktu, wyrażając je w kilometrach lub milach morskich.

Zależność między szerokością geograficzną i szerokością sferyczną określa wzór:

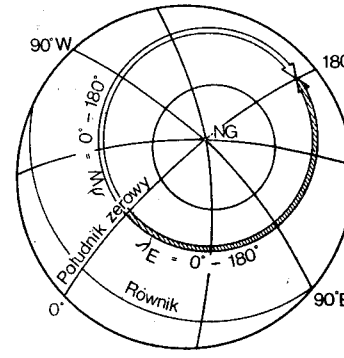
$$\varphi_{sf} = \varphi - 9' \cdot \sin 2\varphi$$

Długością geograficzną λ lub długością sferyczną λ_{sf} punktu nazywa się kąt dwuścienny zawarty między płaszczyzną południka zerowego i płaszczyzną południka przechodzącego przez dany punkt lub długość łuku równika między południkiem zerowym i południkiem danego punktu (rys. 1.11 i 1.12).

Długość geograficzną i długość sferyczną mierzy się w jednostkach kąta od 0° do 180° na wschód i na zachód od płaszczyzny południka zerowego (rys. 1.13) lub w jednostkach długości —



Rys. 1.12. Szerokość i długość sferyczna



Rys. 1.13. Długość geograficzna wschodnia i zachodnia

wzdłuż łuku równika, od południka zerowego do południka danego punktu, wyrażając je w kilometrach lub milach morskich.
W rozwiązywaniu większości zadań praktyki nawigacyjnej traktuje się współrzędne sferyczne jako współrzędne geograficzne.
Zapis szerokości i długości geograficznej wyrażonej w jednostkach kąta przedstawiają następujące przykłady:
— szerokość geograficzna północna 37 stopni i 20 minut

$$\varphi_N = 37°20' \quad \text{lub} \quad \varphi = 37°20'N, \quad \text{lub} \quad \varphi = +37°20'$$

— szerokość geograficzna południowa 41 stopni i 32 minuty

$$\varphi_S = 41°32' \quad \text{lub} \quad \varphi = 41°32'S, \quad \text{lub} \quad \varphi = -41°32'$$

— długość geograficzna wschodnia 131 stopni i 13 minut

$$\lambda_E = 131°13' \quad \text{lub} \quad \lambda = 131°13'E, \quad \text{lub} \quad \lambda = +131°13'$$

— długość geograficzna zachodnia 16 stopni 15 minut i 35 sekund

$$\lambda_W = 16°15'35'' \quad \text{lub} \quad \lambda = 16°15'35''W, \quad \text{lub} \quad \lambda = -16°15'35''$$

Długość geograficzną można również wyrażać w jednostkach czasu, biorąc za podstawę przeliczeń dobowy obrót Ziemi.
W ciągu 1 doby Ziemia obraca się o 360°, to znaczy że po 24 godzinach każdy południk powróci do swego początkowego położenia. Ziemia obraca się w ciągu 1 godziny o 15°, w ciągu 1 minuty — o 15′, w ciągu 1 sekundy — o 15″. Obrót Ziemi o 1° następuje w ciągu 4 minut, o 1′ — w ciągu 4 sekund, a o 1″ — w ciągu 1/15 sekundy.
Na przykład długość geograficzna 30°31′ może być wyrażona w jednostkach czasu jako 2 h 2 min 4 s, a czas 4 h 41 min może być wyrażony jako długość geograficzna 70°15′.

1.9

DŁUGOŚĆ ŁUKU WIELKIEGO KOŁA I DŁUGOŚCI ŁUKÓW RÓWNOLEŻNIKÓW

Znając promień Ziemi R_Z można obliczyć długość wielkiego koła d oraz długości jego łuków, odpowiadających określonym wartościom kąta

$$d = 2\pi R_Z = 2 \times 3{,}14159 \times 6371 \approx 40\,030 \text{ km}$$

Przykład

Obliczyć teoretyczną odległość horyzontu widocznego.
Dane: $H=500$ m.

Rozwiązanie

$d=113\sqrt{H}$ lub $d=3{,}57\sqrt{H}$

$d=113\sqrt{0{,}5}=79{,}9$ km $d=3{,}57\sqrt{500}=79{,}8$ km

Rzeczywista odległość horyzontu widocznego zależy od krzywizny Ziemi, wysokości lotu i refrakcji ziemskiej, to jest załamywania się promieni świetlnych w atmosferze. Załamywanie to zależy m.in. od temperatury, ciśnienia, wilgotności, obecności pyłu i charakteryzuje się określonym współczynnikiem refrakcji.
W wyniku refrakcji ziemskiej obserwator widzi obiekty znacznie dalej, niż są one położone w rzeczywistości.
Po uwzględnieniu średniej wartości współczynnika refrakcji ziemskiej ($k=0{,}08$), rzeczywista odległość horyzontu widocznego D wynosi (wysokość lotu H w km):

$$D=121{,}91\sqrt{H}$$

lub w przybliżeniu:

$$D=122\sqrt{H}$$

W przypadku H wyrażonej w metrach, otrzyma się:

$$D=3{,}86\sqrt{H}$$

Przykład

Obliczyć rzeczywistą odległość horyzontu widocznego.
Dane: $H=500$ m.

Rozwiązanie

$D=122\sqrt{H}$ lub $D=3{,}86\sqrt{H}$

$D=122\sqrt{0{,}5}=86{,}3$ km; $D=3{,}86\sqrt{500}=86{,}3$ km

Płaszczyzną horyzontu rzeczywistego lub horyzontem rzeczywistym nazywa się płaszczyznę prostopadłą do pionu w punkcie obserwacji.
Płaszczyzna horyzontu rzeczywistego jest równoległa do płaszczyzny horyzontu widocznego.

Sztuczny horyzont wskazuje położenie statku powietrznego (lot poziomy, wznoszenie, zniżanie i przechylenie) względem płaszczyzny horyzontu rzeczywistego, wyznaczanej przez płaszczyznę wirnika żyroskopu. Płaszczyzna wirnika, dzięki urządzeniom antyprecesyjnym, utrzymuje położenie równoległe do płaszczyzny horyzontu rzeczywistego i widocznego.

Podane uprzednio wzory na obliczanie teoretycznej i rzeczywistej odległości horyzontu widocznego mają również zastosowanie przy ocenie zasięgu działania urządzeń radiotechnicznych pracujących na falach ultrakrótkich, po dodatkowym uwzględnieniu w nich wysokości anteny naziemnej stacji nadawczej.

Zmodyfikowane wzory, uwzględniające wysokość anteny stacji, mają postać:

$d = 3{,}57\,(\sqrt{H} + \sqrt{h})$ — zasięg geometryczny,

$D = 3{,}86\,(\sqrt{H} + \sqrt{h})$ — zasięg z uwzględnieniem refrakcji fal radiowych,

gdzie:

d, D — zasięg [km],

H — wysokość lotu nad średnim poziomem terenu [m],

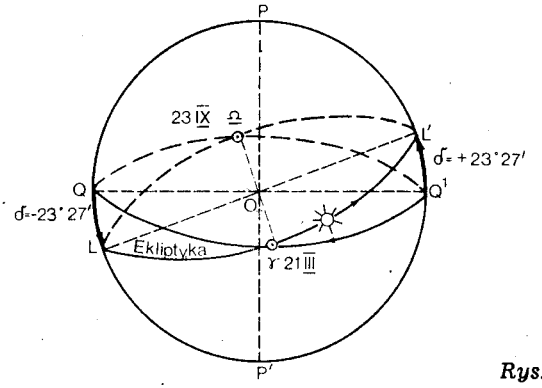
h — wysokość anteny stacji nadawczej nad tym samym poziomem [m]).

1.13
CZAS

1.13.1
PODSTAWY POMIARU CZASU

Obrót Ziemi dookoła jej osi oraz obieg Ziemi po orbicie wokół Słońca stanowią podstawę pomiaru czasu. Doba odpowiada pełnemu obrotowi Ziemi dookoła jej osi i dzieli się na godziny, minuty i sekundy. Większymi jednostkami pomiaru czasu są miesiąc i rok. Obrót Ziemi dookoła jej osi stwierdza się według pozornego obrotu kuli niebieskiej (zwanej również sferą niebieską) jak gdyby otaczającej Ziemię, tzn. pozornego ruchu ciał niebieskich, w kierunku ze wschodu na zachód. Przy tym ruchu Słońce przecina dwukrotnie w ciągu doby południk przechodzący

przez miejsce obserwatora. Czas upływający między dwoma kolejnymi przejściami Słońca przez punkt równonocy wiosennej nosi nazwę roku zwrotnikowego (rys. 1.18). Drogę pozornego ruchu Słońca dookoła Ziemi nazywa się ekliptyką (rys. 1.18).



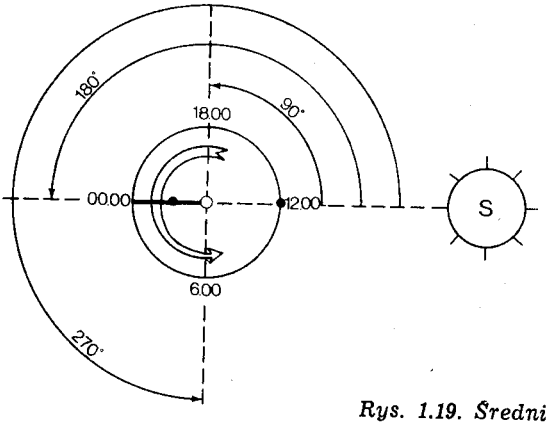
Rys. 1.18. Roczny pozorny ruch Słońca

Czas, w którym Słońce znajduje się najwyżej nad horyzontem, przecinając południk obserwatora, nosi nazwę górnej kulminacji (górowanie), a moment, w którym Słońce przecina przeciwpołudnik obserwatora, nosi nazwę dolnej kulminacji (dołowanie). Momenty kulminacji Słońca służą jako początek pomiaru czasu. Czas między kolejnymi górowaniami albo dołowaniami środka tarczy słonecznej nazywamy prawdziwą dobą słoneczną. Pomiar czasu według „prawdziwego Słońca" okazał się niedogodny, ponieważ długość prawdziwych dób słonecznych ulega w ciągu roku wahaniom. Zjawisko to wynika z niejednostajnego obrotu Ziemi dookoła Słońca oraz nachylenia osi Ziemi względem płaszczyzny tego obrotu. Z tego względu wprowadzono średni czas słoneczny, tzn. przyjęto, że Ziemia obraca się z jednakową prędkością dookoła tzw. średniego Słońca położonego w płaszczyźnie równika (wszystkie doby roku mają jednakową długość).

1.13.2. ŚREDNI CZAS SŁONECZNY

Średni czas słoneczny mierzy się kątem, o który przeciwpołudnik obserwatora odchylony jest od średniego Słońca. Jako początek pomiaru średniego czasu słonecznego przyjmuje się mo-

ment dolnej kulminacji Słońca (średnią północ). Po pełnym obrocie Ziemi dookoła jej osi przechodzi średnie Słońce ponownie przez przeciwpołudnik obserwatora. Odstęp czasu między dwiema dolnymi kulminacjami średniego Słońca nosi nazwę średniej doby słonecznej (rys. 1.19).



Rys. 1.19. Średni czas słoneczny

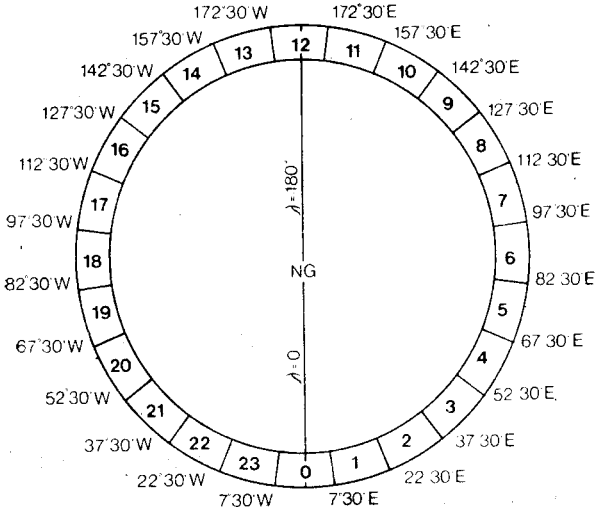
1.13.3
CZAS MIEJSCOWY

Wszyscy obserwatorzy znajdujący się na tym samym południku ziemskim rozpoczynają jednocześnie dobę i mają taki sam średni czas słoneczny. Czas ten, w odniesieniu do odpowiedniego południka, nosi nazwę czasu miejscowego. Różnica czasu miejscowego dwóch południków odpowiada różnicy długości geograficznej tych południków. Długości zachodnie utrzymują przy tym znak ujemny. Czas miejscowy na południku Greenwich nosi nazwę średniego czasu Greenwich (GMT — *Greenwich Mean Time*). Czas ten znajduje zastosowanie przy określaniu danych astronomicznych oraz przy przelotach międzynarodowych. Do wszystkich innych relacji czasowych służy czas strefowy. Do określania czasu miejscowego służą ponadto tablice astronomiczne Słońca, Księżyca i gwiazd.

1.13.4
CZAS STREFOWY

Stosowanie czasu miejscowego połączone jest w praktyce z dużymi utrudnieniami, ponieważ zmienia się on wraz ze zmianą miej-

sca na powierzchni Ziemi. W celu ułatwienia pomiaru czasu podzielono Ziemię na 24 strefy czasowe z numerami od 0 do 23. Szerokość każdej strefy wynosi 15°, co stanowi 1 godzinę (rys. 1.20). Przy ustalaniu rzeczywistych granic stref zostały jednak wzięte pod uwagę względy ekonomiczne, administracyjne, geograficzne i państwowe.



Rys. 1.20. Strefy czasowe

Punktem wyjściowym obliczeń jest środkowy południk strefy zerowej — południk Greenwich. Dla każdej całej strefy czasowej został ustalony jednakowy czas, odpowiadający czasowi miejscowemu środkowego południka danej strefy. Tak więc czasem strefowym nazywa się czas miejscowy środkowego południka danej strefy czasowej. Czas dwóch sąsiednich stref różni się o 1 godzinę, a różnica czasu dowolnych stref równa się różnicy ich numerów, odpowiadających godzinom.

1.13.5
PRZELICZANIE CZASÓW

W praktyce nawigacyjnej bywa konieczne przeliczanie czasu miejscowego na czas strefowy oraz czasu strefowego na czas Green-

wich i odwrotnie. W przeliczeniach tych stosuje się zależności występujące między tymi czasami.

— Różnice czasów miejscowych różnych południków oblicza się według wzorów:

$$\Delta T_M = (\lambda_2 - \lambda_1) \cdot 4 \text{ (w minutach)} \quad \text{lub}$$

$$\Delta T_M = \frac{\lambda_2 - \lambda_1}{15} \text{ (w godzinach)}$$

gdzie:

λ — długość geograficzna w stopniach,
ΔT_M — różnica czasów miejscowych.

Przykład

Czas miejscowy na południku $\lambda_E = 18°$ wynosi 18 h 25 min. Jaki jest czas miejscowy w tej samej chwili:
a) na południku Greenwich, $\lambda = 0°$,
b) na południku $\lambda_E = 39°$,
c) na południku $\lambda_W = 165°$.

Rozwiązanie

a) Różnica czasu między południkiem $\lambda_E = 18°$ i południkiem Greenwich $\lambda = 0°$ wynosi:

$$\Delta T_M = (\lambda_2 - \lambda_1) \cdot 4$$
$$\Delta T_M = (18 - 0) \cdot 4 = 72 \text{ min} = 1 \text{ h } 12 \text{ min}$$
$$T_0 = 18 \text{ h } 25 \text{ min} - 1 \text{ h } 12 \text{ min} = 17 \text{ h } 13 \text{ min}$$

b) Czas miejscowy na południku $\lambda_E = 39°$ równa się różnicy długości geograficznej 39° i 18°, wyrażonej w jednostkach czasu i dodanej do czasu miejscowego południka $\lambda_E = 18°$.

$$\Delta T_M = (\lambda_2 - \lambda_1) \cdot 4 \text{ min} = (39 - 18) \cdot 4 \text{ min} = 1 \text{ h } 24 \text{ min}$$
$$T_{39°} = T_{18°} + \Delta T_M = 18 \text{ h } 25 \text{ min} + 1 \text{ h } 24 \text{ min} = 19 \text{ h } 49 \text{ min}$$

c) Czas miejscowy południka $\lambda_W = 165°$ określa się w analogiczny sposób, odejmując różnicę algebraiczną długości geograficznej $\lambda_E = 18°$ i $\lambda_W = 165°$, wyrażoną w jednostkach czasu, od czasu miejscowego $\lambda_E = 18°$.

$$\Delta T_M = \left| \frac{\lambda_2 - \lambda_1}{15} \right| \text{ [h]}$$

$$T_{165°} = T_{18°} - \Delta T_M$$

$$\Delta T_M = \frac{18 - (-165)}{15} = 12 \text{ h } 12 \text{ min}$$

$$T_{165°} = 18 \text{ h } 25 \text{ min} - 12 \text{ h } 12 \text{ min} = 6 \text{ h } 13 \text{ min}$$

— Zależność między czasem miejscowym, czasem strefowym i czasem Greenwich:

$$T_S = T_G + N$$

$$T_M = T_G \pm \lambda^E_W \qquad T_G = T_M \mp \lambda^E_W$$

gdzie:

T_G — średni czas Greenwich,
T_M — czas miejscowy,
T_S — czas strefowy,
N — numer strefy czasowej,
λ^E_W — długość geograficzna miejsca (wschodnia lub zachodnia) w jednostkach czasu.

Przykład

T_M na południku $\lambda_E = 2$ h wynosi 11 h 20 min. Znaleźć czas Greenwich.

Rozwiązanie

$T_G = T_M - \lambda_E = 11$ h 20 min $- 2$ h 00 min $= 9$ h 20 min

Przykład

$T_G = 9$ h 20 min. Obliczyć czas miejscowy na południku $\lambda_E = 2$ h.

Rozwiązanie

$T_M = T_G + \lambda_E = 9$ h 20 min $+ 2$ h $= 11$ h 20 min

1.13.6
CZAS URZĘDOWY

Czas strefowy obowiązuje na morzach, na lądach zaś nie zawsze jest w praktyce wygodny, bowiem granice stref czasowych, jak wyżej wspomniano, w wielu przypadkach nie pokrywają się z granicami państw i obszarów administracyjnych.

Władze poszczególnych państw, uwzględniając potrzeby życia praktycznego, m.in. wygodę oraz względy administracyjne, przyjęły do stosowania w obrębie swoich państw lub obszarów administracyjnych tzw. czas urzędowy, który może różnić się od czasu strefowego, wynikającego z położenia geograficznego, zarówno o pełną, jak i niepełną godzinę.

Niektóre państwa wprowadzają, ze względów ekonomicznych,

odrębny czas w lecie (czas letni) i w zimie (czas zimowy). Czas zimowy pokrywa się przy tym zwykle z czasem strefowym, a czas letni wyprzedza czas strefowy o 1 godzinę.

Na obszarze Europy są stosowane:

— czas zachodnioeuropejski, odpowiadający czasowi Greenwich (W. Brytania, Francja, Hiszpania, Belgia, Holandia i in.),

— czas środkowoeuropejski, różniący się o jedną godzinę od czasu Greenwich (Polska — czas zimowy, Szwecja, Węgry, Jugosławia i in.),

— czas wschodnioeuropejski, różniący się o dwie godziny od czasu Greenwich (Polska — czas letni, Finlandia, Grecja, Rumunia i in.).

W zachodniej części ZSRR obowiązuje tzw. czas moskiewski, różniący się o trzy godziny od czasu Greenwich.

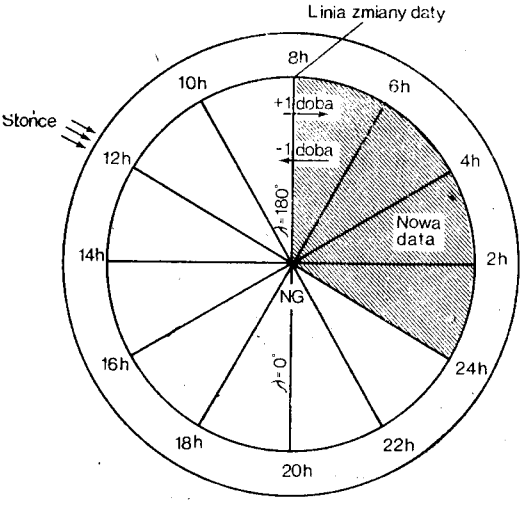
1.13.7
LINIA ZMIANY DATY

Złożona jest sytuacja w strefie czasowej, przez której środek przechodzi południk geograficzny 180°. W celu ustalenia czasu w tej połowie strefy, która leży na półkuli wschodniej, należy dodać 12 godzin do czasu Greenwich, aby zaś ustalić czas w tej połowie strefy, która leży na półkuli zachodniej, należy odjąć 12 godzin od czasu Greenwich. Wynika to z tego, że obie połowy strefy mają wprawdzie tę samą godzinę, ale obowiązuje w nich inna data.

Data w tej połowie strefy, która leży na półkuli wschodniej, jest przesunięta o jedną dobę do przodu w stosunku do daty drugiej połowy tej strefy i dlatego też linię przebiegającą w pobliżu południka geograficznego 180° nazywa się linią zmiany daty (rys. 1.21).

Linia zmiany daty przebiega od północnego do południowego bieguna Ziemi po powierzchni wody, odbiegając nieco od południka geograficznego 180° tak, aby nie rozdzielać wysp będących pod zarządem jednego państwa.

Podczas przekraczania tej linii w kierunku z zachodu na wschód opuszcza się jedną dobę, a przekraczając ją ze wschodu na zachód dodaje się jedną dobę.



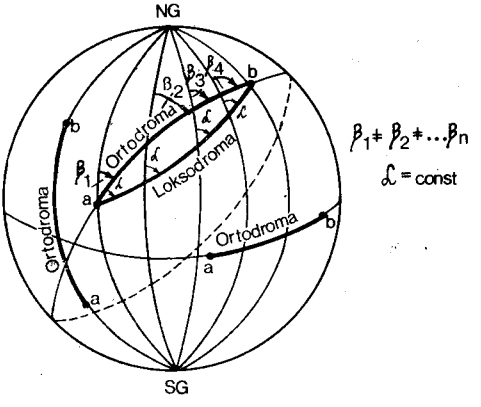
Rys. 1.21. Linia zmiany daty

1.14

LOKSODROMA I ORTODROMA

Loksodromą lub linią stałego kąta drogi nazywa się linię łączącą dwa punkty na kuli ziemskiej przecinającą południki pod tym samym kątem (rys. 1.22).

Drogę statku powietrznego przebywaną po loksodromie nazywa się drogą loksodromiczną LD_{loks}, a odległość między punktami leżącymi na loksodromie, mierzoną wzdłuż tej linii — odległością loksodromiczną S_{loks}.



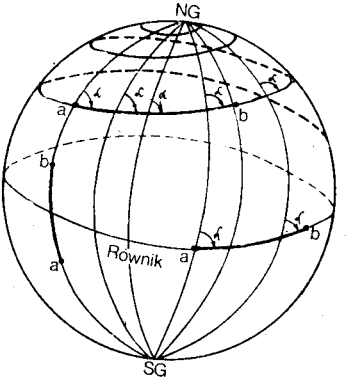
Rys. 1.22. Ortodroma i loksodroma

Loksodromicznym kątem drogi KD_{loks} nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka i linią drogi loksodromicznej.

Przy kątach drogi geograficznych równych 0° lub 180° kierunek loksodromy pokrywa się z kierunkiem południka.

Przy kątach drogi geograficznych równych 90° lub 270° kierunek loksodromy pokrywa się z kierunkiem równoleżnika lub równika.

Przy kątach drogi geograficznych różnych od 0°, 90°, 180° i 270° loksodroma w przedłużeniu na powierzchni Ziemi tworzy spiralę, która stopniowo zbliża się do bieguna, lecz nigdy go nie osiąga (rys. 1.23).



Rys. 1.23. Loksodroma na powierzchni Ziemi

Ortodromą nazywa się krótszy łuk wielkiego koła, wyznaczający najmniejszą odległość między dwoma punktami na powierzchni Ziemi (rys. 1.22).

Ortodromami są wszystkie południki i równik.

Ortodroma, która nie jest łukiem równika lub południka, przecina południki pod różnymi kątami.

Drogę statku powietrznego przebywaną po ortodromie nazywa się drogą ortodromiczną LD_{ort}, a odległość między punktami leżącymi na ortodromie — odległością ortodromiczną S_{ort}.

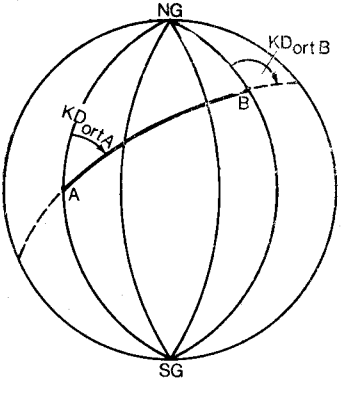
Ortodromicznym kątem drogi KD_{ort} nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka i linią drogi ortodromicznej.

Gdy ortodroma pokrywa się z południkiem lub równikiem, ortodromiczny kąt drogi jest stały i równy: w pierwszym przypadku 0° lub 180°, a w drugim — 90° lub 270°.

Południki na kuli ziemskiej zbiegają się na biegunach (są zbieżne).

Różnicę między kątami w dwóch punktach ortodromy nazywa się zbieżnością południków ΔG.

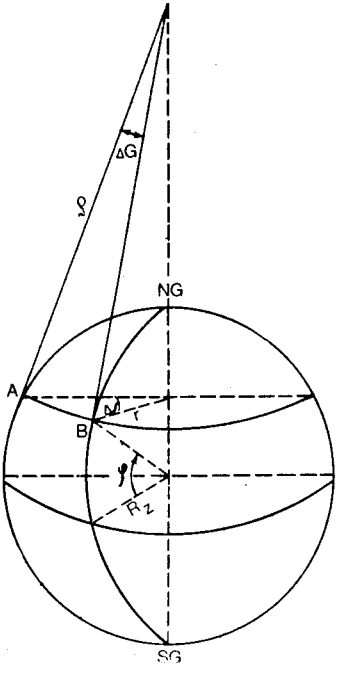
Różne sposoby definiowania i obliczania ΔG przedstawiono na rys. 1.24, 1.25 i 1.26.



Rys. 1.24. Zbieżność południków ΔG na kuli ziemskiej definiowana jako różnica ortodromicznych kątów drogi w punktach A i B

$$\Delta G = \Delta KD_{ortBA} = KD_{ortB} - KD_{ortA}$$

$$\operatorname{tg}\frac{\Delta G}{2} = \operatorname{tg}\frac{\Delta\lambda}{2} \cdot \sec\frac{\Delta\varphi}{2} \cdot \sin\varphi$$



Rys. 1.25. Zbieżność południków ΔG na kuli ziemskiej definiowana jako kąt między stycznymi do południków w punktach A i B

$$AB = \rho \cdot \Delta G = r \cdot \Delta\lambda$$

$$R_z \cdot \operatorname{ctg}\varphi \cdot \Delta G = R \cdot \cos\varphi \cdot \Delta\lambda$$

$$\Delta G = \Delta\lambda \sin\varphi_{śr}$$

lub, przy różnych szerokościach geograficznych punktów A i B:

$$\Delta G = \Delta\lambda \sin\varphi_{śr}$$

W celu obliczenia, po przebyciu ilu kilometrów po ortodromie KD_{ort} ulegnie zmianie o 1°, można posłużyć się wzorem:

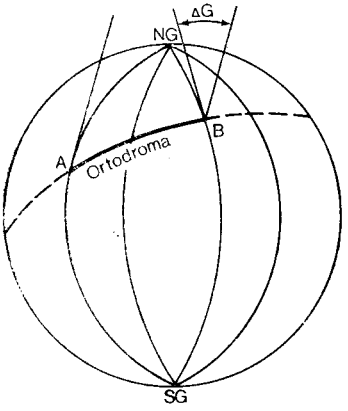
$$d = 111{,}12 \cdot \operatorname{ctg} \varphi_1 \cdot \operatorname{cosec} KD_{ort1},$$

gdzie:

d — liczba kilometrów, które należy przebyć, ażeby KD_{ort1} zmienił się o 1°,

φ_1 — szerokość geograficzna punktu początkowego ortodromy,

KD_{ort1} — kąt drogi w punkcie początkowym.



Rys. 1.26. Zbieżność południków ΔG na kuli ziemskiej definiowana jako kąt zawarty między południkiem punktu A przeniesionym równolegle do punktu B i południkiem punktu B

$$\cos^2 \Delta G = \frac{\cos^2 \Delta\lambda}{1 - \cos^2 \varphi_B \sin^2 \Delta\lambda}$$

Przykład

Obliczyć, po przebyciu ilu kilometrów KD_{ort} zmieni się o 1°.

Dane: $KD_{ort1} = 40°$; $\varphi_1 = 50°$.

Rozwiązanie

$$d = 111{,}12 \operatorname{ctg} \varphi_1 \cdot \operatorname{cosec} KD_{ort1}$$

$$d = 111{,}12 \operatorname{ctg} 50° \cdot \operatorname{cosec} 40° = 145 \text{ km}$$

Według podanego wzoru można również obliczyć, o ile stopni zmienił się KD_{ort} po przebyciu pewnej odległości w km po ortodromie.

Przykład

Obliczyć, o ile stopni zmienił się KD_{ort}.

Dane: $KD_{ort1} = 40°$; $\varphi_1 = 50°$; przebyta $S_{ort} = 444{,}5$ km.

Rozwiązanie

$$\Delta KD_{ort} = \Delta G = \frac{S_{ort}}{111{,}12 \cdot \operatorname{ctg} \varphi_1 \cdot \operatorname{cosec} KD_{ort1}}$$

$$\Delta KD_{ort} = \Delta G = \frac{444{,}5}{111{,}12 \cdot \operatorname{ctg} 50° \cdot \operatorname{cosec} 40°} = 3°$$

Jeżeli droga zamierzonego lotu wypada wzdłuż południka lub równika albo też na kierunkach bardzo do nich zbliżonych (do 20°), to nie ma, praktycznie biorąc, różnicy między ortodromą i loksodromą. Również na krótkich odcinkach ortodroma i loksodroma są prawie identyczne. Na wielkich jednak odległościach, zwłaszcza na kierunkach lotu zbliżonych do kierunków wschód—zachód, różnice między drogą po ortodromie i po loksodromie stają się znaczne (np. odległość ortodromiczna z Paryża do Pekinu wynosi 6760 km, a loksodromiczna 7927 km).

Największe boczne odchylenie loksodromy od ortodromy $LBO_{\text{loks-ort}}$ występuje na kierunkach lotu E—W. Wyrazić je można za pomocą wzoru:

$$LBO_{\text{loks-ort maks}} = \frac{(\Delta\lambda)^2 \cdot \sin 2\varphi}{8{,}3} \text{ [km]}$$

Przykład

Obliczyć maksymalne boczne odchylenie loksodromy od ortodromy, jeżeli $\Delta\lambda = 60°$, $\varphi = 45°$, kierunek lotu: E—W.

Rozwiązanie

$$LBO_{\text{loks-ort maks}} = \frac{(\Delta\lambda)^2 \cdot \sin 2\varphi}{8{,}3}$$

$$LBO_{\text{loks-ort maks}} = \frac{60^2 \cdot \sin 90°}{8{,}3} \approx 434 \text{ km}$$

Podstawiając do wzoru założoną (dopuszczalną) wartość maksymalnego bocznego odchylenia loksodromy od ortodromy, można obliczyć dopuszczalną różnicę długości geograficznej punktów przelotu, przy której założona wartość $LBO_{\text{loks-ort}}$ nie zostanie przekroczona.

Przykład

Obliczyć dopuszczalną różnicę długości geograficznej punktów przelotu, przy której maksymalne boczne odchylenie loksodromy od ortodromy nie przekroczy założonej wartości.

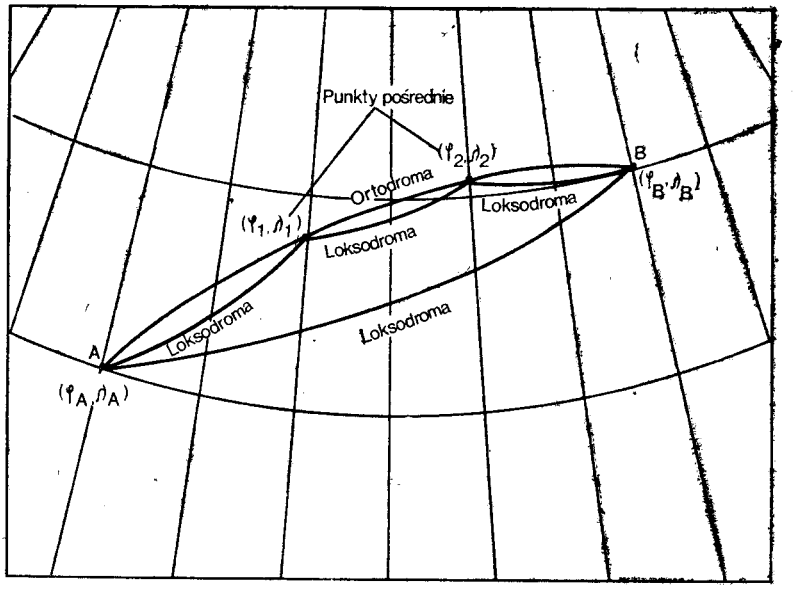
Dane: $LBO_{\text{loks-ort maks}} = 2$ km; $\varphi = 45°$; kierunek lotu: E—W.

Rozwiązanie

$$\Delta\lambda = 2{,}89\sqrt{\frac{LBO_{\text{loks-ort maks}}}{\sin 2\varphi}}$$

$$\Delta\lambda = 2{,}89\sqrt{\frac{2}{1}} \approx 4^\circ$$

Na statkach powietrznych wyposażonych wyłącznie w busole magnetyczne loty wykonuje się po loksodromie, przy czym, w przypadku większych odległości, dzieli się ortodromę na szereg odcinków loksodromicznych, zawartych między wybranymi punktami na ortodromie tak, ażeby różnice długości odpowiednich



Rys. 1.27. Podział ortodromy na odcinki loksodromiczne

odcinków loksodromicznych i ortodromicznych były praktycznie pomijalnie małe. Uzyskana w ten sposób linia ma jednocześnie właściwości ortodromy i loksodromy, co umożliwia posługiwanie się busolą magnetyczną podczas lotu po drodze zbliżonej do najkrótszej (rys. 1.27).

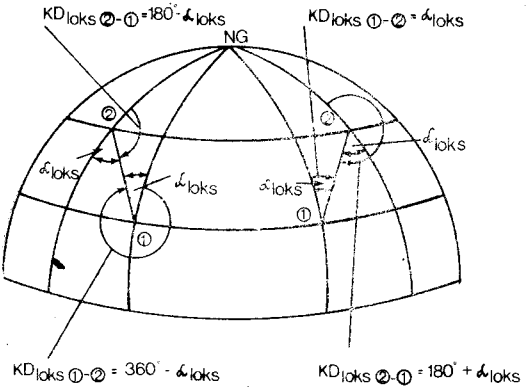
Z uwagi na właściwość ortodromy przecinania południków pod różnymi kątami, nie można wykonywać lotu po ortodromie za

pomocą busoli magnetycznej. Z tego też względu loty po ortodromie wykonuje się za pomocą specjalnych przyrządów kursowych (żyroskopowych) lub tzw. systemów kursowych, które automatycznie uwzględniają zmienność KD_{ort} w czasie lotu, po uprzednim wprowadzeniu w nie wartości KD_{ort} w początkowym punkcie przelotu.

Zarówno KD_{loks} i S_{loks}, jak i KD_{ort} oraz S_{ort} mogą być mierzone bezpośrednio na mapach lotniczych za pomocą kątomierza i linijki (skalówki) lub w razie potrzeby (duże odległości) obliczane według odpowiednich wzorów trygonometrii sferycznej.

1.14.1
OBLICZANIE DROGI PO LOKSODROMIE

Kąt drogi loksodromy KD_{loks} i odległość loksodromiczną S_{loks} można obliczyć, znając współrzędne geograficzne początkowego i koń-



Rys. 1.28. Kąt ostry α_{loks}, *jaki tworzy loksodroma z południkami w początkowym i końcowym punkcie odcinka oraz* KD_{loks} *dla lotu z punktu 1 do punktu 2 i odwrotnie, przy różnych wzajemnych położeniach tych punktów*

cowego punktu odcinka loksodromy (φ_1, λ_1; φ_2, λ_2). W celu obliczenia tych wielkości należy najpierw obliczyć kąt ostry (α_{loks}), jaki tworzy loksodroma z południkiem (rys. 1.28):

$$\operatorname{tg} \alpha_{loks} = \frac{|\lambda_2 - \lambda_1|}{|\varphi_2 - \varphi_1|} \cdot \cos \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2} = \frac{|\Delta\lambda|}{|\Delta\varphi|} \cdot \cos \varphi_{śr}$$

Dla przejścia od kąta α_{loks} do KD_{loks} (mierzonego od północnego kierunku południka w zakresie 0°—360°), należy według współrzędnych geograficznych początkowego i końcowego punktu odcinka loksodromy określić, w jakiej ćwiartce ona przebiega i w zależności od tego ustalić KD_{loks} z punktu początkowego do końcowego.

Do określenia ćwiartki, w której ma się odbyć lot, można się posłużyć tablicą.

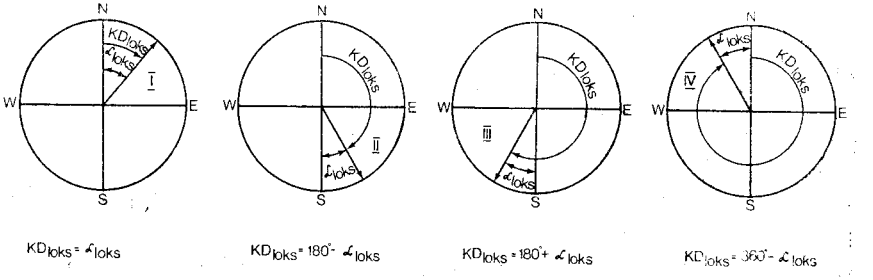
Znak $\Delta\lambda$	+	+	—	—
Znak $\Delta\varphi$	+	—	—	+
Lot odbywa się w ćwiartce	I	II	III	IV

Można również, bez ustalania znaków $\Delta\lambda$ i $\Delta\varphi$, kierować się następującą zasadą.

Punkt *2* położony jest względem punktu *1* na:

	Ćwiartka	KD_{loks}
północny wschód:	I	α_{loks}
południowy wschód:	II	$180° - \alpha_{loks}$
południowy zachód:	III	$180° + \alpha_{loks}$
północny zachód:	IV	$360° - \alpha_{loks}$

Zasadę zamiany α_{loks} na KD_{loks} ilustruje rysunek 1.29.



Rys. 1.29. Zasada zamiany α_{loks} na KD_{loks}

Odległość loksodromiczną, wyrażoną w kilometrach, oblicza się według wzoru:

$$S_{loks} = \frac{|\varphi_2 - \varphi_1|'}{\cos \alpha_{loks}}$$

gdzie: $|\varphi_2 - \varphi_1|'$ — różnica szerokości geograficznej wyrażona w minutach.

Obliczenia KD_{loks} i S_{loks} wygodnie jest wykonywać według tablicy (liczby w kratkach od 1 do 12 wskazują na kolejność obliczeń):

	λ_2	129°03′		φ_2	71°34′
	λ_1	30°30′		φ_1	50°27′
1	$\lambda_2 - \lambda_1$	98°33′	3	$\varphi_2 - \varphi_1$	21°07′
2	$\lvert\lambda_2 - \lambda_1\rvert'$	5913′	4	$\lvert\varphi_2 - \varphi_1\rvert'$	1267′
6	cos $\varphi_{śr}$	0,4848	5	$\varphi_{śr}$	61°00′
7	tg α_{loks}	2,2625	10	S_{loks} [km]	5806,7
8	α_{loks}	66°10′	11	ćwiartka	pierwsza
9	cos α_{loks}	0,4041	12	KD_{loks}	66°10′

1.14.2
OBLICZANIE DROGI PO ORTODROMIE

Kąt drogi ortodromy KD_{ort} w początkowym punkcie jej odcinka i odległość ortodromiczną S_{ort} można obliczyć znając współrzędne geograficzne początkowego i końcowego punktu odcinka ortodromy.

W celu obliczenia KD_{ort} w początkowym punkcie odcinka ortodromy należy najpierw obliczyć kąt ostry α_{ort} między południkiem i ortodromą (rys. 1.30):

$$\operatorname{ctg} \alpha_{ort} = M - N$$

gdzie:

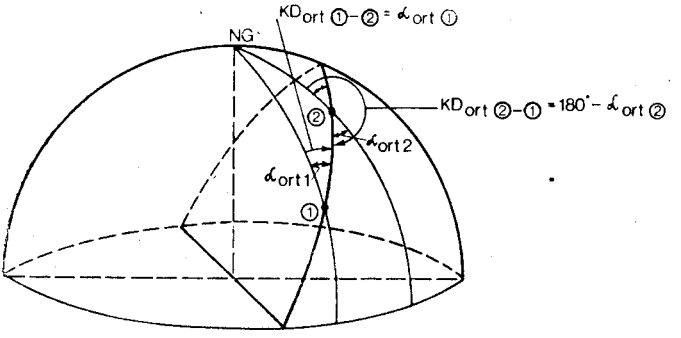
$$M = \cos \varphi_1 \cdot \operatorname{tg} \varphi_2 \cdot \operatorname{cosec} (\lambda_2 - \lambda_1)$$
$$N = \sin \varphi_1 \cdot \operatorname{ctg} (\lambda_2 - \lambda_1)$$

Przejście od α_{ort} do KD_{ort} wykonuje się tak jak w przypadku przejścia od α_{loks} do KD_{loks}.

Odległość ortodromiczną S_{ort}, wyrażoną w kilometrach można obliczyć według wzorów:

$$\sin S'_{ort} = \frac{\sin (\lambda_2 - \lambda_1) \cdot \cos \varphi_2}{\sin \alpha_{ort}}; \quad S_{ort}\ [\text{km}] = 1{,}852\, S'_{ort}$$

gdzie: S'_{ort} — odległość ortodromiczna wyrażona w minutach kątowych.



Rys. 1.30. Kąt ostry α_{ort}, *jaki tworzy ortodroma z południkami w początkowym i końcowym punkcie odcinka, oraz* KD_{ort} *dla lotu z punktu 1 do punktu 2 i odwrotnie, przy różnych wzajemnych położeniach tych punktów*

Obliczenia KD_{ort} i S_{ort} wygodnie jest wykonywać według tablicy (liczby w kratkach od 1 do 18 wskazują kolejność wykonywania obliczeń):

	φ_2	71°34′		λ_2	129°03′
	φ_1	50°27′		λ_1	30°30′
2	lg tg φ_2	0,47716	1	$\lambda_2-\lambda_1$	98°33′
4	lg cos φ_1	1,80397	3	lg sin φ_1	1,88709
6	lg cosec $\Delta\lambda$	0,00485	5	lg ctg $\Delta\lambda$	1,17708 n
7	lg M	0,28598	8	lg N	1,06417 n
9	M	1,93191	12	α_{ort}	26°02′
10	N	−0,11592	13	ćwiartka	pierwsza
11	ctg α_{ort}	2,04783	14	KD_{ort}	26°02′
15	lg sin S_{ort}	1,8 287	17	S'_{ort}	2727′
16	S_{ort} [stopień]	45°27′	18	S_{ort} [km]	5050 km

Jeżeli lot jest wykonywany na odległość większą niż 1000 km, to ortodromę oblicza się i wykreśla na mapie według jej punktów pośrednich. W tym celu należy obliczyć współrzędne punktów pośrednich ortodromy (φ_p, λ_p), a następnie punkty te nanieść

na mapę i połączyć liniami prostymi lub ciągłymi płynnymi, rozpoczynając od punktu początkowego (startu). Zazwyczaj przy określaniu współrzędnych punktów pośrednich zakłada się długości geograficzne (λ_p) tych punktów (co 10—20°), a ich szerokości geograficzne (φ_p) oblicza się według wzorów:

$$\operatorname{tg} \varphi_p = A \sin(\lambda_p - \lambda_1) + B(\lambda_2 - \lambda_p)$$

gdzie:

$$A = \frac{\operatorname{tg} \varphi_2}{\sin(\lambda_2 - \lambda_1)}$$

$$B = \frac{\operatorname{tg} \varphi_1}{\sin(\lambda_2 - \lambda_1)}$$

Jeżeli znany jest α_{ort} w początkowym punkcie ortodromy (φ_1, λ_1), to szerokości geograficzne punktów pośrednich ortodromy łatwiej jest obliczać według wzoru:

$$\operatorname{tg} \varphi_p = \operatorname{tg} \varphi_v \cdot \cos(\lambda_p - \lambda_v)$$

gdzie: φ_v, λ_v — współrzędne werteksu ortodromy, tzn. punktu, w którym odcinek ortodromy (jego przedłużenie) przecina południk pod kątem 90°. Współrzędne te oblicza się według wzorów:

$$\operatorname{ctg}(\lambda_v - \lambda_1) = \sin \varphi_1 \cdot \operatorname{tg} \alpha_{ort}$$

$$\cos \varphi_v = \cos \varphi_1 \cdot \sin \alpha_{ort}$$

Podczas obliczania elementów ortodromy wskazane jest posługiwanie się 5-cyfrowymi tablicami funkcji trygonometrycznych i logarytmicznych lub korzystanie z kalkulatorów elektronicznych z tymi funkcjami.

Jeżeli przy obliczaniu odległości dopuszczalny błąd nie przekracza 0,5% w odległości i 0,4° w kącie, to obliczenia wykonuje się dla kuli o promieniu $R = 6371$ km, zakładając, że współrzędne sferyczne są równe współrzędnym geograficznym. Dokładniejszy wynik uzyska się po przeliczeniu uprzednio szerokości geograficznej na szerokość sferyczną według wzoru:

$$\varphi_{sf} = \varphi - 9' \sin 2\varphi$$

W przypadku uwzględnienia tej zamiany maksymalny błąd obliczenia odległości nie przekracza 0,08%, a kąta 0,2°.

1.15

LINIE POZYCYJNE STATKU POWIETRZNEGO

Rozwiązywanie licznych zadań nawigacyjnych wiąże się z pomiarem kierunków i odległości oraz z różnymi konstrukcjami graficznymi na mapie. Matematyczne i graficzne opracowanie rezultatów pomiarów sprowadza się często do określania linii pozycyjnych statku powietrznego lub ich oddzielnych elementów: kierunku, odległości, współrzędnych punktów pośrednich itp.

Linia pozycyjna w nawigacji odpowiada określeniu „miejsce geometryczne punktów" w geometrii.

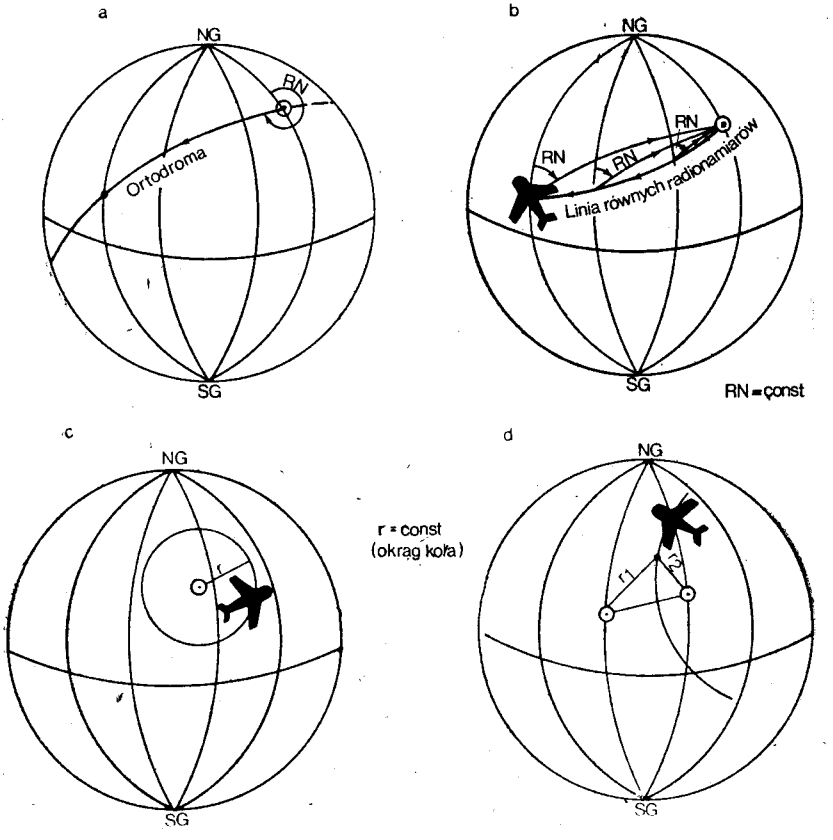
Linią pozycyjną statku powietrznego *LP*, jak już wspomniano w 1.1, nazywa się miejsce geometryczne możliwych (prawdopodobnych) pozycji statku na powierzchni Ziemi, określone stałą wartością mierzonej wielkości (parametru linii pozycyjnej), bądź też inaczej mówiąc, jest linia mająca tę właściwość, że pomiar parametru linii z dowolnego jej punktu daje zawsze ten sam wynik.

Parametrami linii pozycyjnych mogą być, na przykład, następujące parametry: stała odległość od statku powietrznego do obiektu orientacyjnego (stacji naziemnej), kierunek od radionamiernika naziemnego na statek powietrzny, wysokość ciała niebieskiego itp. Wielkości te, charakteryzujące kształt i właściwości geometryczne linii pozycyjnych na powierzchni Ziemi, mogą być mierzone za pomocą różnych technicznych pomocy nawigacyjnych. Na mapie kształt linii pozycyjnej i jej właściwości zależą ponadto od właściwości odwzorowania kartograficznego.

Jeden pomiar daje tylko jedną linię pozycyjną. Jeżeli mamy dwie linie pozycyjne, otrzymane dla jednego momentu pomiaru (lub sprowadzone do tego momentu), to pozycja statku powietrznego musi się znajdować na przecięciu tych dwu linii pozycyjnych, gdyż punkt przecięcia się dwu linii należy do obu linii. Z tego wypływa wniosek, że aby ustalić pozycję statku powietrz-

nego względem powierzchni Ziemi, należy określić co najmniej dwie linie pozycyjne.

W teorii i praktyce nawigowania statku powietrznego wykorzystuje się aktualnie następujące główne linie pozycyjne: linię namiaru ortodromicznego (optycznego lub radiowego), linię równych radionamiarów (azymutów), linię równych odległości (kół, orbit) oraz linię równych różnic odległości (rys. 1.31).



Rys. 1.31. Podstawowe linie pozycyjne statku powietrznego
a — linia namiaru ortodromicznego, *b* — linia równych radionamiarów, *c* — linia równej odległości (okrąg), *d* — linia równych różnic odległości (hiperbola)

Linią namiaru ortodromicznego nazywa się linię będącą łukiem wielkiego koła (ortodromy) przechodzącego przez stały punkt naziemny (obiekt, radionamiernik) i statek powietrzny. Linia na-

miaru ortodromicznego jest linią pozycyjną statku powietrznego wyłącznie przy namiarach optycznych i radionamiarach za pomocą radionamierników naziemnych. Linią równych radionamiarów (azymutów) nazywa się linię, z której dowolnego punktu radionamiar ortodromiczny radiolatarni naziemnej ma stałą wartość. Linię tę stosuje się w przypadku namierzania stacji naziemnej za pomocą radionamiernika pokładowego (radiokompasu).

Linią równych odległości nazywa się linię, której wszystkie punkty znajdują się w jednakowej odległości od pewnego stałego punktu na powierzchni Ziemi (obiektu, stacji). Z liniami tymi mamy do czynienia w przypadku namiarów optycznych (pomiaru kąta pionowego obiektu), radiotechnicznych systemów odległościowych i kątowo-odległościowych oraz przy pomiarze wysokości ciał niebieskich.

Linią równych różnic odległości (hiperbola) nazywa się linię, z której dowolnego punktu różnica odległości statku powietrznego od dwóch stałych punktów na powierzchni Ziemi (np. radiolatarni) jest wielkością stałą. Z linią tą mamy do czynienia w przypadku radiotechnicznych systemów hiperbolicznych.

2

MAPY LOTNICZE

2.1

WPROWADZENIE

Mapą lotniczą nazywa się zmniejszony obraz części kulistej powierzchni Ziemi wraz z naturalnymi i sztucznymi obiektami terenowymi oraz ukształtowaniem pionowym terenu, przedstawiony na płaszczyźnie (papierze) za pomocą umownych linii (siatki współrzędnych), znaków i kolorów dobranych odpowiednio do potrzeb nawigacji lotniczej.

Na mapach lotniczych przedstawia się ponadto znakami umownymi elementy naziemnej sytuacji nawigacyjnej (dane lotnicze), ułatwiające prowadzenie w czasie lotu orientacji geograficznej oraz rozwiązanie zadań nawigacyjnych.

Mapa lotnicza wykorzystywana do celów nawigacji lotniczej powinna w możliwie najwierniejszym stopniu odzwierciedlać rzeczywisty obraz odwzorowanej na niej powierzchni Ziemi, zapewniać wymaganą zadaniem lotu dokładność i dogodność pomiaru kierunków i odległości, powinna być przejrzysta, łatwo czytelna i aktualna. Pożądane jest, aby mapa lotnicza była wydrukowana na trwałym papierze, umożliwiającym kilkakrotne rysowanie i wycieranie.

Mapy lotnicze wykonywane dla potrzeb lotnictwa cywilnego, tzw. mapy ICAO (*International Civil Aviation Organization* — Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego), odpowiadają ustaleniom konwencji o międzynarodowym lotnictwie cy-

wilnym (Załącznik 4 — *Aeronautical Charts* — Mapy lotnicze), podpisanej w Chicago 7.12.1944 r. i jej kolejnym nowelizacjom.

W Polsce przepisy szczegółowe dotyczące map lotniczych dla potrzeb lotnictwa cywilnego zostały opracowane i wydane przez władze lotnictwa cywilnego.

Rozróżnia się następujące mapy wydawane na podstawie tych przepisów: mapy przeszkód lotniskowych, mapy nawigacyjne namiarowe, mapy radionawigacyjne, mapy rejonów lotnisk, mapy podejścia do lądowania według wskazań przyrządów, mapa lotnicza świata (1:1 000 000); mapy lotnicze w skali 1:500 000, mapy nawigacyjne w małej skali, mapy podejścia do lądowania z widocznością, mapy do lądowania, mapy lotniskowe.

Oceniając nowe mapy lub dobierając mapy do rozwiązywania zadań nawigowania należy brać pod uwagę następujące warunki:

— mapa powinna być taka, aby zniekształcenia kątów i odległości były 3-krotnie mniejsze od dopuszczalnych błędów pomiarów nawigacyjnych za pomocą urządzeń technicznych;

— mapa powinna zapewniać prostotę konstrukcji linii pozycyjnych, co pozwala znacznie skrócić czas niezbędny do wykreślania linii pozycyjnej w czasie lotu.

Wybór skali mapy zależy od wymaganej dokładności ustalania pozycji statku powietrznego. Dokładność pracy na mapie charakteryzuje się błędem średniokwadratowym równym 1,5 mm, co dla map w skali 1:2 000 000, 1:1 000 000, 1:500 000 wynosi odpowiednio 3 km, 1,5 km i 750 m. Skalę mapy dobiera się taką, aby wartość tego błędu była 3-krotnie mniejsza od wymaganej dokładności ustalania pozycji statku powietrznego.

2.2 SKALA I PODZIAŁKA MAPY

Wszelkie długości odcinków na mapie są znacznie mniejsze niż odpowiadające im długości odcinków w terenie. Stopień zmniejszenia określamy stosunkiem długości na mapie do odpowiadającej jej długości w terenie i ten stosunek nazywa się skalą mapy.

Stopień zmniejszenia wymiarów liniowych na mapie można wy-

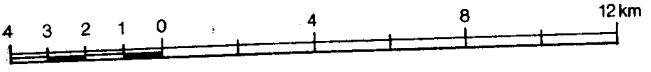
razić w różny sposób, a mianowicie jako: proporcję liczbową (skala liczbowa); ułamek zwykły (skala ułamkowa); zestawienie dwu jednostek miary długości (skala mianowana) lub odcinek (podziałka liniowa).

Skalą liczbową nazywa się proporcję liczbową, określającą stosunek długości na mapie do odpowiadającej jej długości w terenie (np. 1:200 000, co oznacza, że jednemu centymetrowi na mapie odpowiada 200 000 centymetrów lub 2 kilometry w terenie).

Skalą ułamkową nazywa się ułamek, którego licznikiem jest jedność, a mianownikiem liczba wskazująca, ile razy rzeczywista odległość na Ziemi zmniejszona jest przy przenoszeniu jej na mapę $\left(\text{np. } \frac{1}{100\,000}\right)$.

Skalą mianowaną nazywa się zestawienie dwu jednostek miary długości, jednej — użytej na mapie, drugiej — odpowiadającej jej w terenie (np. 1 cm — 2 km).

Podziałka liniowa jest to graficzne przedstawienie skali za pomocą linii prostych lub krzywych, podzielonych na odcinki i opisanych liczbami (rys. 2.1).



Rys. 2.1. Podziałka liniowa

Ponieważ kulistej powierzchni Ziemi nie można przedstawić na płaszczyźnie bez zniekształceń, skala nie jest wartością stałą dla całej mapy. Rozróżnia się skalę główną i skalę cząstkową.

Skalą główną mapy nazywa się stopień ogólnego zmniejszenia kuli ziemskiej do określonych wymiarów globusa, z którego powierzchnię Ziemi przeniesiono na płaszczyznę. Skala główna informuje o zmniejszeniu długości odcinków po przeniesieniu ich z kuli ziemskiej na globus.

Skala główna mapy jest zachowana tylko w niektórych miejscach lub wzdłuż pewnych linii na mapie, natomiast w innych miejscach występuje skala cząstkowa.

Skalę główną umieszcza się na mapie w postaci skali liczbowej lub podziałki mapy.

Skalą cząstkową, zwaną również skalą poszczególną, nazywa się stosunek nieskończenie małego odcinka w określonym miejscu na mapie, mającego określony kierunek, do analogicznego odcinka w terenie. W przypadku odwzorowań wiernokątnych skala cząstkowa nosi również nazwę skali lokalnej.

Jeżeli przyjąć skalę główną równą jedności, to skale cząstkowe mogą być większe lub mniejsze od jedności.

W praktyce nawigacyjnej spotyka się często określenia „skala duża" i „skala mała". Skalą dużą nazywa się taką skalę, której mianownik jest mały, a zatem stosunek pomniejszenia jest mały, np. 1:100 000. Mapa o takiej skali ma bogatą treść, pozwala na umieszczenie wielu szczegółów terenu. Mapy o bardzo dużych skalach (do 1:10 000) nazywa się również planami. Skala mała, czyli o dużym mianowniku, np. 1:2 000 000, nie pozwala na umieszczenie wielu szczegółów terenu na mapie. Jeżeli na arkuszu mapy nie ma skali lub podziałki, to skalę oblicza się z odcinka łuku południka, odpowiadającego 1°, zakładając, że 1° na południku odpowiada 111 km.

2.3
ODWZOROWANIA KARTOGRAFICZNE

2.3.1
WIADOMOŚCI OGÓLNE

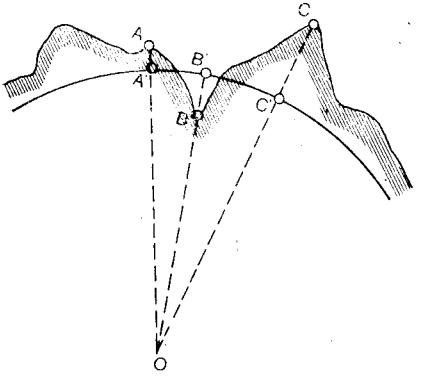
Mapy sporządza się za pomocą odwzorowań kartograficznych.

Odwzorowaniem kartograficznym nazywa się przedstawienie powierzchni Ziemi na płaszczyźnie. Odwzorowania powstające drogą rzutowania z określonego punktu noszą nazwę rzutów kartograficznych.

Istota odwzorowania kartograficznego polega na tym, że obraz powierzchni kuli ziemskiej przenosi się najpierw na globus o określonym wymiarze, a potem wybraną metodą, z globusa na mapę. Mówiąc ściślej, elementy fizycznej powierzchni Ziemi rzutuje się za pomocą linii prostych na matematyczną powierzchnię odniesienia, czyli na powierzchnię elipsoidy odniesienia (rys. 2.2), a następnie powierzchnię elipsoidy odwzorowuje się na płaszczyźnie.

Proces powstawania mapy przez odwzorowanie kartograficzne można zilustrować w sposób następujący.

Pierwszym etapem odwzorowania jest myślowe zmniejszenie kuli ziemskiej w pewnym z góry ustalonym stosunku. W wyniku tego rodzaju konstrukcji myślowej powstaje globus, będący zredukowanym, dokładnym obrazem oryginału z zachowaniem wierności kątów, odległości i powierzchni.



Rys. 2.2. Rzutowanie fizycznej powierzchni Ziemi na powierzchnię elipsoidy odniesienia

Drugi etap, właściwe odwzorowanie, polega na przeniesieniu punktów z globusa na mapę. Sprowadza się to do wyrysowania na globusie siatki geograficznej i przeniesienia jej obrazu na powierzchnię rzutu, a następnie rozwinięcia tej powierzchni na płaszczyźnie. Mając na płaszczyźnie obraz siatki geograficznej łatwo można wyrysować potrzebne punkty i linie.

Obraz siatki geograficznej na płaszczyźnie nosi nazwę siatki kartograficznej. Stanowi ona matematyczną osnowę mapy.

W celu ostatecznego uzyskania mapy należy wypełnić siatkę kartograficzną szczegółami powierzchni Ziemi (treścią mapy), za pomocą umownych znaków topograficznych i kolorów, uwzględniając przy tym również ukształtowanie pionowe terenu. Niezbędne w tym celu dane uzyskuje się z pomiarów geodezyjnych w terenie, szkiców, planów, a przede wszystkim ze zdjęć lotniczych i satelitarnych.

W wyniku przenoszenia powierzchni kuli ziemskiej (globusa) na płaszczyznę rzutowany obraz ulega w jednych miejscach rozciągnięciu, a w innych ściśnięciu, z tego też względu występują zniekształcenia. Każde odwzorowanie ma określony stopień zniekształceń długości, kierunków i powierzchni oraz określony kształt siatki kartograficznej.

Istnieje wiele sposobów odwzorowań kartograficznych. Wszystkie je można podzielić według dwóch podstawowych kryteriów:

— rodzaju (charakteru) zniekształceń,

— sposobu konstrukcji siatki kartograficznej.

Wybór rodzaju odwzorowania kartograficznego w celu sporządzania mapy zależy od tego, jakim wymaganiom powinna ona odpowiadać (do jakich celów będzie wykorzystywana).

2.3.2 PODZIAŁ ODWZOROWAŃ KARTOGRAFICZNYCH WEDŁUG RODZAJU ZNIEKSZTAŁCEŃ

Według rodzaju zniekształceń odwzorowania kartograficzne dzielą się na następujące grupy:

1) odwzorowania wiernokątne (równokątne lub konforemne) nie mają zniekształceń kątów i zachowują podobieństwo małych figur; w odwzorowaniach wiernokątnych kąt zmierzony na mapie równy jest kątowi na powierzchni Ziemi, małe figury na mapie podobne są do odpowiednich figur na powierzchni Ziemi; mapy w odwzorowaniu wiernokątnym wykorzystuje się szeroko w lotnictwie, ponieważ w nawigacji lotniczej szczególnie istotny jest dokładny pomiar kierunku (kąta drogi, namiaru itp.);
2) odwzorowania wiernooodległościowe (równoodległościowe); w odwzorowaniach tych są przedstawione bez zniekształceń tylko odległości wzdłuż południka albo równoleżnika; w nawigacji lotniczej mapy w takich odwzorowaniach stosuje się wyłącznie jako mapy poglądowe (informacyjne) specjalnego przeznaczenia, np. mapy stref czasowych, deklinacji magnetycznej, klimatologiczne, pokładowe mapy nieba itp.;
3) odwzorowania wiernopowierzchniowe (równopowierzchniowe); w odwzorowaniach tych powierzchnia przedstawionej na mapie figury równa jest w przyjętej skali powierzchni tej figury

na powierzchni Ziemi, tj. powierzchnia figur (nie kształt) jest przedstawiona bez zniekształceń; wierność kątów i podobieństwo figur nie są zachowane; zastosowanie tych odwzorowań, jak w przypadku odwzorowań równoodległych;

4) odwzorowania dowolne; odwzorowaniami dowolnymi nazywa się odwzorowania, które nie spełniają w pełni żadnego z wyżej wymienionych warunków, jednakże stosowane są szeroko w sporządzaniu wielu map nawigacyjnych; niektóre mapy w takich odwzorowaniach (np. międzynarodowa mapa lotnicza) charakteryzują się, w określonych granicach, bardzo małymi zniekształceniami kierunków, odległości i powierzchni, co zapewnia wymaganą dokładność i dogodność rozwiązywania wielu zadań nawigacyjnych.
Odwzorowanie, które posiadałoby trzy pierwsze właściwości czyli wiernokątność, równoodległość i równopowierzchniowość byłoby odwzorowaniem idealnym.

2.3.3
PODZIAŁ ODWZOROWAŃ WEDŁUG KONSTRUKCJI SIATKI KARTOGRAFICZNEJ

Każdemu odwzorowaniu odpowiada określony kształt siatki kartograficznej, od której zależy charakter i stopień zniekształceń.

Zależnie od sposobu konstrukcji siatki kartograficznej (możliwości ilustracji geometrycznej) odwzorowania kartograficzne dzielą się na:

a) walcowe,
b) stożkowe (wielostożkowe),
c) płaszczyznowe (azymutalne)

oraz ich modyfikacje.

Odwzorowania wymienione w punktach a) i b) dzielą się z kolei na normalne, jeżeli oś Ziemi pokrywa się z osią figury geometrycznej, na którą rzutuje się powierzchnię Ziemi, poprzeczne jeżeli oś Ziemi tworzy z osią tej figury kąt 90°, i ukośne, jeżeli oś Ziemi tworzy z osią figury kąt różny od 90°.

Podział odwzorowań wymienionych w punkcie c) omówiono w p. 2.3.7.

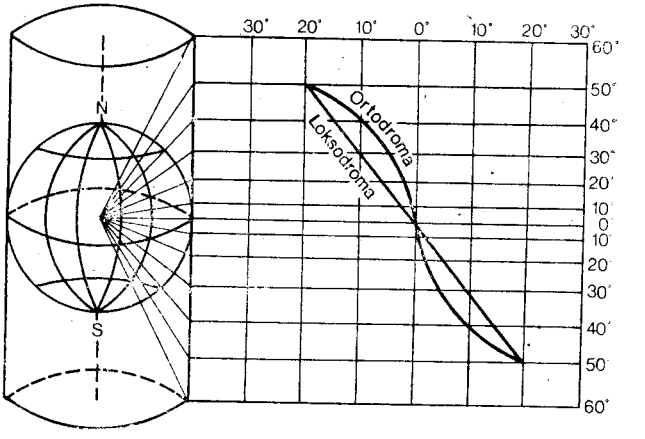
2.3.4
ODWZOROWANIA WALCOWE

2.3.4.1. Wiadomości ogólne

W odwzorowaniach walcowych powierzchnię Ziemi przenosi się według określonego prawa na boczną powierzchnię walca, którą następnie po rozcięciu rozwija się w płaszczyznę.
Zależnie od położenia osi walca w stosunku do osi Ziemi rozróżnia się następujące rodzaje odwzorowań walcowych:
— normalne,
— poprzeczne,
— ukośne.
Powierzchnia walca może być styczna lub sieczna względem powierzchni Ziemi.

2.3.4.2. Odwzorowanie normalne walcowe i wiernokątne odwzorowanie walcowe (Merkatora)

Właściwe odwzorowanie normalne walcowe otrzymuje się umieszczając zmniejszoną kulę ziemską (globus) w walcu, tak aby oś Ziemi pokrywała się z osią walca (rys. 2.3). Środek rzutu, zwany również punktem wzroczym, obiera się w środku Ziemi, a następnie rzutuje punkty zredukowanej kuli ziemskiej na powierzchnię walca, podporządkowując je sobie wzajemnie.



Rys. 2.3. Odwzorowanie normalne walcowe

Jeżeli rozetnie się powierzchnię walca wzdłuż tworzącej i rozwinie w płaszczyznę, to otrzymuje się następujący obraz siatki geograficznej.

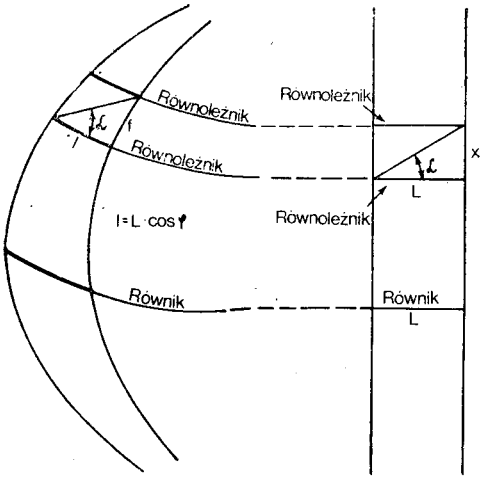
Południki będą liniami równymi i prostymi, równoległymi względem siebie i prostopadłymi względem równika i równoleżników. Odległość między południkami będzie jednakowa na całej przestrzeni od równika do biegunów, gdy w rzeczywistości na kuli ziemskiej odległość między południkami maleje wskutek ich zbieżności. Powstaje zatem zniekształcenie długości geograficznej, zwiększające się w miarę oddalania się od równika ku biegunom.

Równik będzie linią prostą, o długości — zmniejszonej w przyjętej skali — odpowiadającej obwodowi równika na kuli ziemskiej. Równoleżniki będą również liniami prostymi, równoległymi do równika, o długości równej długości równika. W miarę zbliżania się ku biegunom będą wzrastały przesunięcia równoleżników. Bieguna nie można odwzorować jako punktu, gdyż jego obrazem będzie również koło, położone w nieskończoności. Powstało zatem zniekształcenie polegające na przesunięciu i wydłużeniu równoleżników zwiększające się coraz bardziej w górnych szerokościach geograficznych.

Wskutek zniekształceń odległości kąty będą zachowane tylko na równiku. Odwzorowanie to ma jednak szczególne zalety nawigacyjne, ponieważ siatka geograficzna odwzorowuje się jako dwa systemy linii prostych, równoległych i względem siebie prostopadłych. Odwzorowanie to zmodyfikował Merkator, przywracając mu wierność kątów.

Południki odwzorował Merkator w taki sposób jak w rzucie normalnym walcowym, równoleżniki natomiast wykreślił na podstawie specjalnych obliczeń matematycznych. Mianowicie, w miarę posuwania się od równika ku biegunom, zwiększył on odstępy między równoleżnikami tak, aby uzyskać wierność kątów (rys. 2.4).

Jak wynika z rysunku, chcąc zadośćuczynić warunkowi wierności kątów, należy odcinek x, zawarty między dwoma równoleżnikami na mapie, powiększyć $\sec\varphi$ razy, gdyż na mapie długość łuku L między dwoma południkami dla szerokości φ wynosi w rzeczywistości na kuli ziemskiej $L \cdot \cos\varphi$.



Rys. 2.4. Istota modyfikacji Merkatora

$$\frac{x}{L} = \frac{f}{L \cdot \cos \varphi} \qquad x = \frac{L \cdot f}{L \cdot \cos \varphi} = \frac{f}{\cos \varphi} = f \cdot \sec \varphi$$

Iloczyn $f \cdot \sec \varphi$ nazywa się szerokością powiększoną

Odwzorowanie Merkatora ma następujące cechy, istotne w nawigacji:

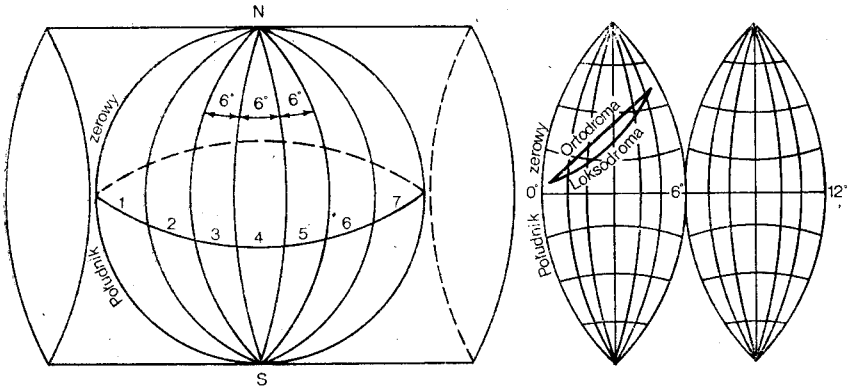
a) łatwość odczytania współrzędnych geograficznych dowolnego punktu na mapie lub wyznaczenie na niej punktu, którego długość i szerokość geograficzna są znane,
b) spełniony jest warunek zgodności kątów na mapie i w terenie,
c) odległości mogą być mierzone, chociaż skala jest zmienna,
d) brak zgodności powierzchni przy znacznym zniekształceniu w średnich i górnych szerokościach geograficznych,
e) loksodroma jest linią prostą, a ortodroma linią krzywą, zwróconą wypukłością ku biegunowi.

Jednostką długości na mapie w tym odwzorowaniu jest mila morska NM (1′ na południku) równa 1852 m.

Chcąc zmierzyć odległość między dwoma punktami na mapie, bierzemy ją w rozwartość cyrkla i przenosimy na podziałkę kilometrową lub szerokościową. Jeżeli różnica szerokości dwóch punktów przekracza 3°, to odmierzamy odległość cyrklem o rozwartości 1° lub mniejszej, wziętej dla średniej szerokości mierzonego odcinka.

2.3.4.3. Wiernokątne odwzorowanie poprzeczno-walcowe (Gaussa)

Wiernokątne odwzorowanie poprzeczno-walcowe, zwane również odwzorowaniem Gaussa, otrzymuje się w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na boczną powierzchnię walca, którego oś jest prostopadła do osi Ziemi (rys. 2.5).



Rys. 2.5. Wiernokątne odwzorowanie poprzeczno-walcowe (Gaussa)

Rzutowana powierzchnia podzielona jest wzdłuż południków na 60 równych stref, z których każda obejmuje 6° długości geograficznej. Strefa taka według szerokości geograficznej rozciąga się od jednego bieguna geograficznego do drugiego.

Każda strefa jest rzutowana na oddzielny walec, styczny do środkowego południka danej strefy.

Mapy w wiernokątnym odwzorowaniu poprzeczno-walcowym mają następujące właściwości:

— występują nieznaczne zniekształcenia skali, zwiększające się w miarę oddalania się od środkowego południka strefy; na środkowym południku strefy zniekształcenia nie występują; największe zniekształcenia długości występują na skrajach strefy (na $\varphi=0°$) i wynoszą 0,14%, tzn. 140 m na każde 100 km mierzonej odległości;

— zachowana jest wierność kątów i podobieństwo figur; na skrajnych południkach strefy figury przedstawione są w znacznie większej skali niż na południku środkowym;

— środkowy południk strefy i równik przedstawione są jako linie proste wzajemnie prostopadłe; pozostałe południki są li-

niami zbiegającymi się na biegunach, a równoleżniki — łukami wypukłymi ku równikowi; krzywizna południków i równoleżników w granicach jednego arkusza mapy jest mało widoczna;
— arkusze map jednej strefy skleja się bez rozrywów;
— loksodroma jest linią krzywą, wypukłą do równika; loksodromę na tych mapach przedstawia się rzadko — na niewielkich odcinkach drogi może być zastąpiona linią prostą;
— ortodroma, na odległościach do 1000 km, ma kształt linii prostej;
— linia równych radionamiarów jest skomplikowaną krzywą, możliwą do wykreślenia wyłącznie według wyliczonych punktów.

W odwzorowaniu Gaussa sporządzone są mapy w skali 1:500 000 i większej.

Na mapach w odwzorowaniu wiernokątnym poprzeczno-walcowym w skali 1:200 000 i większej jest nanoszona zwykle siatka współrzędnych prostokątnych, zwana siatką kilometrową Gaussa. Linie pionowe tej siatki są równoległe do środkowego południka strefy i nie pokrywają się z innymi południkami strefy. Podobnie linie poziome nie pokrywają się z równoleżnikami.

Linie pionowe i poziome siatki kilometrowej Gaussa są nanoszone na mapę w określonych odległościach, od równika i środkowego południka strefy, zależnie od skali mapy. Na skraju arkusza mapy są podane kąty przecięcia się tej siatki z południkami geograficznymi i magnetycznymi.

Pionowe krawędzie mapy (ramki) są zgodne z kierunkiem południków geograficznych.

Kąt, zawarty między pionową linią siatki kilometrowej i południkiem danego punktu, nazywa się zbieżnością południków mapy γ. Jego wartość, jeżeli nie jest podana na mapie, można zmierzyć bezpośrednio na mapie między ramką boczną danego arkusza i najbliższą do ramki pionową linią kilometrową. Kąt ten można również obliczyć według wzoru:

$$\gamma = (\lambda - \lambda_{śr}) \sin \varphi$$

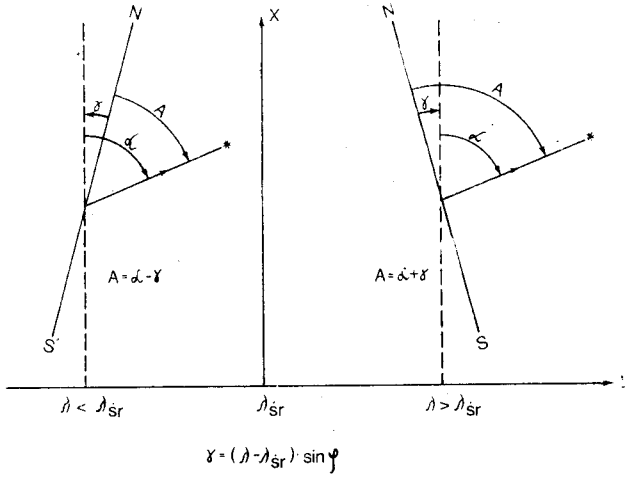
gdzie:

φ i λ — współrzędne geograficzne punktu, w którym dokonuje się pomiaru,

$\lambda_{śr}$ — długość geograficzna środkowego południka danej strefy.

Kąt zmierzony na mapie w odwzorowaniu Gaussa, od północnego kierunku pionowej linii siatki współrzędnych prostokątnych nazywa się kątem kierunkowym α.

W celu określenia azymutu geograficznego A, mierzonego od północy geograficznej, należy do zmierzonej na mapie wartości kąta kierunkowego α dodać algebraicznie poprawkę na zbieżność południków γ (rys. 2.6).

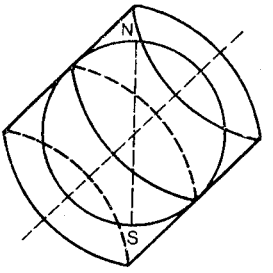


Rys. 2.6. Uwzględnianie poprawki na zbieżność południków przy określaniu azymutu geograficznego na mapie wiernokątnego odwzorowania poprzeczno-walcowego

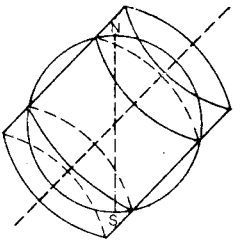
2.3.4.4. Wiernokątne ukośne odwzorowanie walcowe (Kahna)

Odwzorowanie to otrzymuje się w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na boczną powierzchnię stycznego (rys. 2.7) lub siecznego (rys. 2.8) walca, którego oś przecina się z osią Ziemi pod kątem różnym od 0° i 90°. Wielkie koło (ortodromę), będące linią styczności kuli i walca dobiera się tak, aby stanowiło ono oś lotniczego szlaku komunikacyjnego. Południki i równoleżniki na mapie są liniami krzywymi drugiego stopnia (stożkowymi).

Mapy sporządzone w tym odwzorowaniu są wiernokątne. Orto-



Rys. 2.7. Wiernokątne ukośne (styczne) odwzorowanie walcowe



Rys. 2.8. Wiernokątne ukośne (sieczne) odwzorowanie walcowe

droma na tych mapach jest praktycznie linią prostą i z tego też względu mapy te noszą również nazwę map ortodromicznych. Zniekształcenia długości w pasie 1000—1200 km od osi mapy nie przekraczają 0,5% mierzonej odległości, jeżeli boczna powierzchnia walca jest styczna do kuli ziemskiej wzdłuż wielkiego koła, oraz 0,8—1,2% w pasie 2000—2800 km, jeżeli walec przecina kulę ziemską według 2 małych kół, równoległych do wybranego wielkiego koła (osi lotniczego szlaku komunikacyjnego). Maksymalne zniekształcenia kątów nie przekraczają 20′.

W odwzorowaniu Kahna wydaje się mapy trasowe w skalach 1:1 000 000, 1:2 000 000 i 1:4 000 000, przeznaczone dla lotów na dużą odległość.

2.3.5
ODWZOROWANIA STOŻKOWE

2.3.5.1. Wiadomości ogólne

Odwzorowania stożkowe tworzy się przez rzutowanie powierzchni Ziemi na boczną powierzchnię stożka.

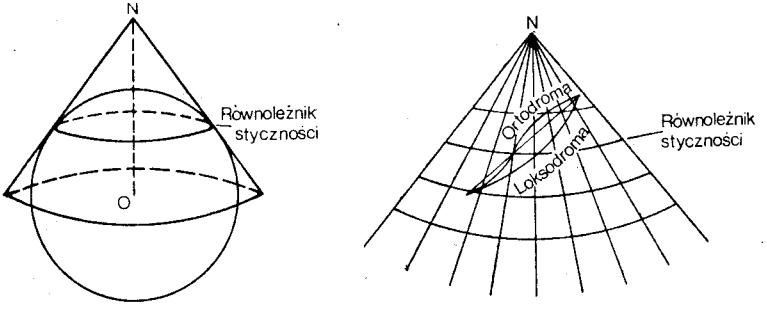
Odwzorowania stożkowe mogą być wykonane na stożku stycznym lub siecznym. Zależnie od umieszczenia osi stożka względem osi Ziemi, odwzorowania stożkowe mogą być normalne, poprzeczne i ukośne.

Na odwzorowaniu stożkowym południki są liniami prostymi, zbiegającymi się na biegunie, a równoleżniki — łukami kół współśrodkowych, opisanych wokół bieguna.

Większość map lotniczych w odwzorowaniu stożkowym sporządzono w normalnym odwzorowaniu wiernokątnym na stożku stycznym lub siecznym.

2.3.5.2. Wiernokątne odwzorowanie stożkowe na stożku stycznym

Budowa tego odwzorowania polega na tym, że wszystkie południki wyprostowuje się tak, aby stykały się z boczną powierzchnią stożka. Przy tym wszystkie równoleżniki, oprócz równoleżnika styczności, rozciąga się do obwodu odpowiadającego im przekroju stożka (rys. 2.9). Aby otrzymać odwzorowanie wiernokątne



Rys. 2.9. Wiernokątne odwzorowanie stożkowe na stożku stycznym

i zachować podobieństwo figur, rozciąga się południki w takim stopniu, w jakim były rozciągnięte równoleżniki w danym miejscu mapy. Następnie stożek rozcina się wzdłuż tworzącej i rozwija się go tak, aby tworzył płaszczyznę.

Mapy w wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym na stożku stycznym mają następujące właściwości:

— południki są liniami prostymi, zbiegającymi się na biegunie;

— kąt zbieżności południków określa się według wzoru:

$$\Delta G = \Delta\lambda \cdot \sin\varphi$$

gdzie:

$\Delta\lambda$ — różnica długości geograficznych między rozpatrywanymi południkami,

φ — szerokość geograficzna równoleżnika styczności,

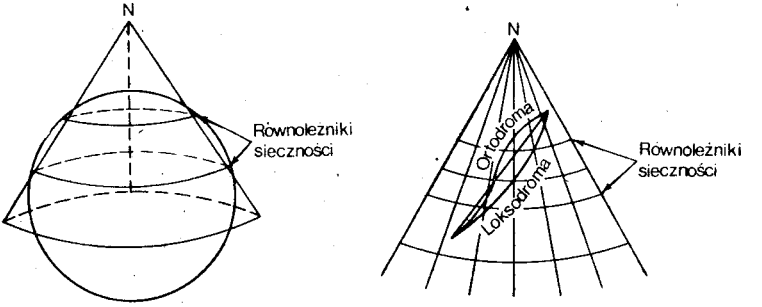
— równoleżniki mają wygląd łuków kół współśrodkowych, mię-

dzy którymi odległości zwiększają się w miarę oddalania od równoleżnika styczności;
— na równoleżniku styczności nie ma zniekształceń długości, a w pasie ±5° od tego równoleżnika zniekształcenia są nieznaczne;
— loksodroma jest linią krzywą (spiralą logarytmiczną), zwróconą swą wypukłością do równika;
— ortodroma ma kształt krzywej, zwróconej wypukłością w stronę większej skali; na odległościach do 1500 km można ortodromę zastępować linią prostą;
— linia równych radionamiarów ma skomplikowany kształt i może być wykreślona na podstawie obliczenia współrzędnych jej punktów.

W wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym na stożku stycznym opracowuje się mapy w skalach 1:2 000 000, 1:2 500 000, 1:3 000 000, 1:4 000 000, 1:5 000 000.

2.3.5.3. Wiernokątne odwzorowanie stożkowe na stożku siecznym

Odwzorowanie to otrzymuje się w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na boczną powierzchnię stożka siecznego (rys. 2.10). W tym przypadku zniekształcenia na mapie są mniejsze niż na mapie utworzonej z rzutowania na stożku stycznym.



Rys. 2.10. Wiernokątne odwzorowanie stożkowe na stożku siecznym

Odwzorowanie to ma następujące właściwości:
— równoleżniki sieczności są przedstawione w skali głównej i nie występują na nich zniekształcenia długości,

— między równoleżnikami siecznności skala jest mniejsza a poza nimi większa,
— w pasie $\pm 5^\circ$ od równoleżników siecznności zniekształcenia długości są nieznaczne:
— kąt zbieżności południków określa się według wzoru:

$$\Delta G = \Delta\lambda \cdot \sin \varphi_0$$

gdzie.

$\Delta\lambda$ — różnica długości geograficznych południków,
φ_0 — szerokość geograficzna równoleżnika o najmniejszej skali,

— ortodroma jest linią krzywą, wygiętą w stronę skali większej, i ma punkt przegięcia na równoleżniku o najmniejszej skali; na odległościach do 1500 km może być zastąpiona linią prostą;
— loksodroma jest linią krzywą, zwróconą wypukłością ku równikowi.

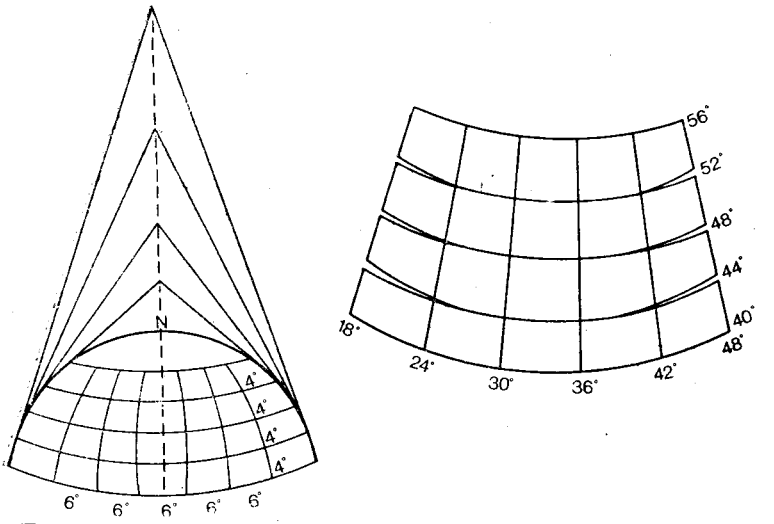
Mapy w wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym na stożku siecznym opracowuje się w skali 1:2 000 000 i 1:2 500 000.

2.3.6
ODWZOROWANIA WIELOSTOŻKOWE

2.3.6.1. Wiadomości ogólne

Odwzorowania wielostożkowe są dalszym udoskonaleniem odwzorowań stożkowych i mają na celu zmniejszenie zniekształceń długości i kątów podczas rzutowania powierzchni Ziemi na powierzchnię jednego stożka.

Zasada budowy odwzorowań wielostożkowych nieznacznie różni się od odwzorowań stożkowych. Istota budowy odwzorowań wielostożkowych umownie może być przedstawiona następująco. Powierzchnię Ziemi przenosi się na boczne powierzchnie kilku stożków stycznych do równoleżników lub przecinających Ziemię na ustalonych równoleżnikach. Na powierzchnię każdego stożka przenosi się nieduży pas powierzchni Ziemi (rys. 2.11). Następnie poszczególne stożki rozcina się wzdłuż tworzących i rozwija w płaszczyznę. Po sklejeniu pasów otrzymuje się odwzorowanie wielostożkowe.



Rys. 2.11. Odwzorowanie wielostożkowe

Mapy w odwzorowaniu wielostożkowym mają następujące właściwości:

— południk środkowy siatki kartograficznej przedstawionego terenu jest linią prostą, bez zniekształceń długości; dlatego odwzorowanie wielostożkowe nadaje się najbardziej do przedstawiania terenu rozciągającego się wzdłuż południka; pozostałe południki mają kształt linii krzywych;

— równoleżniki są przedstawione jako łuki okręgów, wyprowadzonych z różnych środków leżących na południku środkowym;

— nie występują narastające zniekształcenia skali w kierunku północnym i południowym, ponieważ skala główna jest zachowana na równoleżnikach styczności (sieczności) każdego pasa;

— odwzorowanie nie jest wiernokątne.

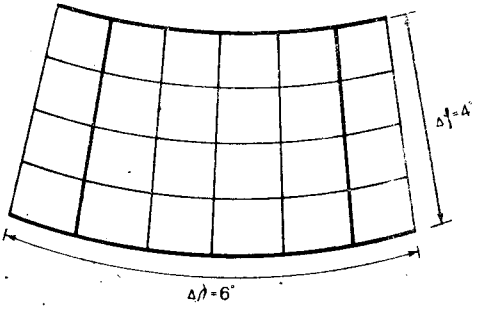
Odwzorowanie to zostało przyjęte za osnowę odwzorowania międzynarodowego.

2.3.6.2. Zmodyfikowane odwzorowanie wielostożkowe (międzynarodowe)

Zmodyfikowane odwzorowanie wielostożkowe zostało przyjęte na międzynarodowej konferencji geofizycznej w Londynie w 1909 r.

i otrzymało nazwę międzynarodowego. W tym odwzorowaniu wydaje się Międzynarodową Mapę Świata w skali 1:1 000 000, którą sporządza się według specjalnych zasad.

Każdy arkusz tej mapy sporządza się oddzielnie. Obejmuje on 4° szerokości geograficznej i 6° długości geograficznej (w zakresie szerokości geograficznej od 0° do 64°). Na każdym arkuszu skala główna jest przyjęta wzdłuż skrajnych równoleżników, utworzonych w wyniku przecięcia Ziemi stożkiem, oraz wzdłuż południków odległych od środkowego południka arkusza o 2° na zachód i na wschód (rys. 2.12).



Rys. 2.12 Zmodyfikowane odwzorowanie wielostożkowe (międzynarodowe)

W zakresie 64°—80° szerokości geograficznej każdy arkusz mapy obejmuje 12° długości geograficznej, a od 80° do 88° każdy arkusz obejmuje 24°. Główna skala tych map jest wzięta również wzdłuż skrajnych równoleżników arkusza (co 4°) oraz wzdłuż południków odległych od środkowego południka arkusza odpowiednio o 4° i 8°. Rejony biegunów odwzorowuje się na oddzielnych arkuszach w centralnym odwzorowaniu biegunowym. Południki na mapach w tym odwzorowaniu są liniami prostymi zbieżnymi ku biegunowi, a równoleżniki — liniami krzywymi konstruowanymi według określonej zasady matematycznej.

Specyfika budowy siatki południków i równoleżników na mapach w odwzorowaniu międzynarodowym umożliwia sklejanie bez przerw tylko arkuszy jednego słupa lub jednego pasa. Dopuszcza się sklejanie mapy w skali 1:1 000 000 w bloku dziewięciu arkuszy (3×3). W tym przypadku występujące przerwy nie wywołują istotnym zniekształceń długości i kątów.

Odwzorowanie międzynarodowe jest praktycznie biorąc odwzorowaniem wiernokątnym, równoległym i równoważnym.

Ortodroma na odległościach do 1200 km jest praktycznie linią prostą, a na większych odległościach linią krzywą, zwróconą wypukłością ku biegunowi. Loksodroma jest łukiem spirali logarytmicznej zwróconej wypukłością do równika.

Kąt zbieżności południków ΔG dla map w tym odwzorowaniu oblicza się według wzoru:

$$\Delta G = \Delta\lambda \cdot \sin \varphi_{śr}$$

gdzie:

$\Delta\lambda$ — różnica długości geograficznej południków,

$\varphi_{śr}$ — średnia szerokość geograficzna arkusza mapy.

Linie równych radionamiarów są łukami okręgów.

W zmodyfikowanym odwzorowaniu wielostożkowym, oprócz map w skali 1:1 000 000, wydaje się mapy w skali 1:2 000 000 i 1:4 000 000.

Zniekształcenia odległości i kierunków na mapach w tym odwzorowaniu przedstawiają się następująco:

— mapa w skali 1:1 000 000 — największe zniekształcenia długości na średnich szerokościach geograficznych osiągają 0,07%, a zniekształcenia kątów 7′; w pasie równikowym zniekształcenia długości wynoszą 0,14%;

— mapa w skali 1:2 000 000 — na szerokościach 30°—70° największe zniekształcenia długości wynoszą 0,5%, a kątów do 30′;

— mapa 1:4 000 000 — na średnich szerokościach geograficznych największe zniekształcenia długości wynoszą 1,5%, a kątów 1,5°; w pasie równikowym zniekształcenia są dwukrotnie większe.

Z tego też względu mapy w tej skali są wykorzystywane wyłącznie jako pokładowe mapy nawigacyjne w dalekich przelotach.

2.3.7
ODWZOROWANIA PŁASZCZYZNOWE (AZYMUTALNE)

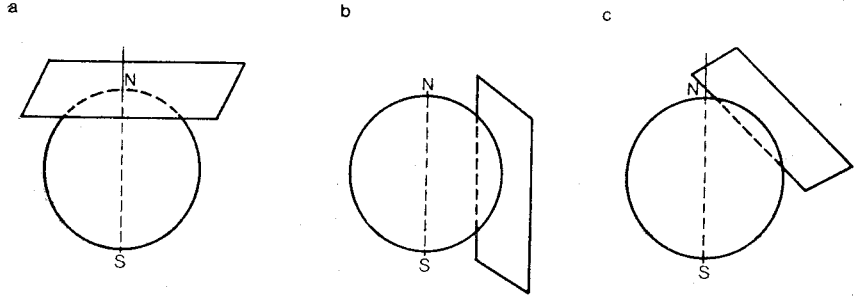
2.3.7.1. Wiadomości ogólne

Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne) otrzymuje się w wy niku rzutowania powierzchni Ziemi na płaszczyznę styczną d niej, w dowolnym jej punkcie.

Płaszczyznę, na którą rzutuje się powierzchnię Ziemi, nazyw się płaszczyzną rzutu, a punkt, z którego rzutuje się, nazywa si środkiem rzutu.

Zależnie od położenia płaszczyzny rzutu względem powierzchn Ziemi (rys. 2.13), odwzorowania płaszczyznowe dzielą się na:

— biegunowe (normalne), gdy płaszczyzna rzutu styka się z po wierzchnią Ziemi na biegunie;



Rys. 2.13. Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne)
a — biegunowe, *b* — równikowe, *c* — ukośne

— równikowe (poprzeczne), gdy płaszczyzna rzutu styka się z po wierzchnią Ziemi w dowolnym punkcie równika;

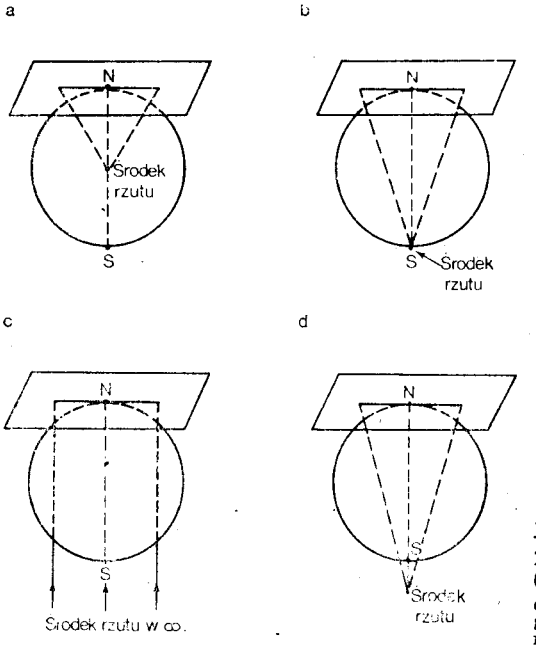
— ukośne, gdy płaszczyzna rzutu styka się z powierzchnią Ziem w punkcie o szerokości geograficznej większej niż 0° i mniejsze niż 90°.

Zależnie od położenia środka rzutu względem płaszczyzny rzutu (rys. 2.14) odwzorowania płaszczyznowe dzielą się na:

— centralne, gdy środek rzutu znajduje się w środku Ziemi;

— stereograficzne, gdy środek rzutu jest umieszczony na biegunie południowym;

— ortograficzne, gdy środek rzutu jest oddalony od płaszczyzny rzutu nieskończenie daleko;



Rys. 2.14. Odwzorowania płaszczyznowe (azymutalne)
a — centralne, *b* — stereograficzne, *c* — ortograficzne, *d* — zewnętrzne

— zewnętrzne, gdy środek rzutu znajduje się w określonej odległości poza Ziemią.

2.3.7.2. Centralne odwzorowanie biegunowe (gnomoniczne)

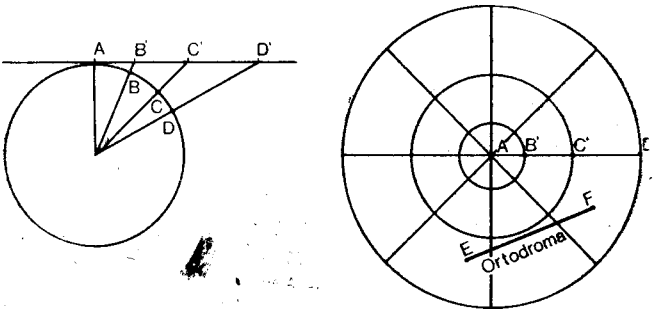
Centralne odwzorowanie biegunowe powstaje w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na płaszczyznę styczną do powierzchni Ziemi na biegunie. Środek rzutu pokrywa się ze środkiem Ziemi (rys. 2.15).

Odwzorowanie to stosuje się do sporządzania map rejonów podbiegunowych.

Mapy w centralnym odwzorowaniu biegunowym mają następujące właściwości:

— południki są liniami prostymi rozchodzącymi się promieniście od bieguna;

— równoleżniki są kołami współśrodkowymi, między którymi zwiększają się odległości w miarę zmniejszania szerokości geograficznej; równik odwzorowuje się w nieskończoności;

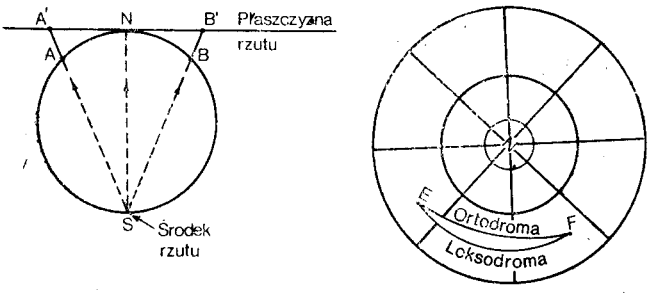


Rys. 2.15. Centralne odwzorowanie biegunowe

— nie zachowują wierności kątów, odległości oraz powierzchni, ponieważ odwzorowanie należy do odwzorowań dowolnych; na mapach tych można określać odległości w jednej skali i mierzyć kąty za pomocą kątomierza tylko w pobliżu bieguna (na szerokościach powyżej 80°) — w tym przypadku błędy w określaniu odległości i kątów będą nieznaczne; zniekształcenia zwiększają się w miarę oddalania się od biegunów do równika;
— ortodroma jest linią prostą, co jest główną zaletą tych map;
— loksodroma jest linią krzywą w kształcie spirali.
Centralne odwzorowanie biegunowe może być wykorzystane do nanoszenia drogi ortodromicznej na mapach wykonanych w innych odwzorowaniach.

2.3.7.3. Stereograficzne odwzorowanie biegunowe

Stereograficzne odwzorowanie biegunowe powstaje w wyniku rzutowania powierzchni Ziemi na płaszczyznę rzutu, styczną do bieguna geograficznego, ze środka rzutu znajdującego się na przeciwległym biegunie (rys. 2.16).
Mapy o stereograficznym odwzorowaniu biegunowym mają następujące właściwości:
— południki są liniami prostymi rozchodzącymi się od bieguna,
— równoleżniki są kołami współśrodkowymi, między którymi odległości wzrastają w miarę zmniejszania szerokości geograficznej, lecz w mniejszym stopniu niż na mapach w centralnym odwzorowaniu biegunowym,



Rys. 2.16. Stereograficzne odwzorowanie biegunowe

— nie występują zniekształcenia kątów,
— w rejonie biegunów zniekształcenia długości są nieznaczne i przy zmniejszaniu szerokości zwiększają się w mniejszym stopniu niż na mapach w centralnym odwzorowaniu biegunowym,
— ortodroma jest nieznacznie wygięta w stronę równika i praktycznie na odległości do 1000 km wykreśla się ją jako linię prostą,
— loksodroma jest linią krzywą i wykreśla się ją tak samo, jak na mapach w odwzorowaniu stożkowym.

Na mapach w odwzorowaniu stereograficznym są nanoszone południki umowne, równoległe do południka Greenwich i południka 90° długości geograficznej wschodniej. W tym odwzorowaniu są opracowywane mapy Arktyki i Antarktyki w skalach 1:2 000 000, 1:3 000 000 i 1:4 000 000.

Niektóre mapy w stereograficznym odwzorowaniu biegunowym sporządza się tak, że płaszczyzna rzutu przecina globus na równoleżniku 70°. Na tych mapach zniekształcenia długości w pobliżu równoleżnika 70° są nieznaczne.

2.4

PODZIAŁ I NOMENKLATURA (OZNACZANIE) MAP ORAZ SKLEJANIE ARKUSZY MAP

Mapę obejmującą znaczny obszar terenu wydaje się na oddzielnych arkuszach o określonych rozmiarach.

Mapy są dzielone na arkusze według ustalonego systemu. Podział mapy na arkusze wymaga wprowadzenia specjalnego systemu oznaczania każdego arkusza, zwanego nomenklaturą mapy.

W celu ułatwienia wyboru potrzebnych arkuszy map oraz określenia ich nomenklatury stosuje się skorowidze map. Przedstawiają one schematycznie mapy w małej skali wraz z podziałem i nomenklaturą map. Na skorowidzach są naniesione nazwy dużych miast. Skorowidze są wydawane na oddzielnych arkuszach.

Po dobraniu odpowiednich arkuszy map należy przystąpić do ich sklejania. Arkusze mapy skleja się następująco: arkusze północne nakleja się na południowe, a zachodnie na wschodnie. Przed sklejeniem należy obciąć wschodnie i południowe krawędzie sklejanych arkuszy. Takie sklejanie arkuszy zapobiega odrywaniu się krawędzi arkuszy podczas wykreślania ołówkiem linii, które zazwyczaj „ciągnie się" z lewej strony na prawą i z góry w dół.

2.5
TREŚĆ MAPY

2.5.1
WIADOMOŚCI OGÓLNE

Treścią mapy nazywa się przedstawione na mapie topograficznej elementy terenu oraz ukształtowanie pionowe terenu. Do treści mapy zalicza się również inne elementy, na przykład niektóre elementy naziemnej sytuacji nawigacyjnej (naziemne nawigacyjne urządzenia techniczne).

Treść mapy zależy głównie od przyjętej skali i od przeznaczenia mapy. Treść mapy jest bogata lub uboga, zależnie od stopnia nasycenia elementami terenu (sytuacji nawigacyjnej).

Na powierzchni mapy ze względów graficznych nie można umieścić wszystkich topograficznych elementów terenu. Rysunek trzeba rozrzedzić, uogólnić, czyli zgeneralizować.

Generalizacja mapy polega na:

— opuszczeniu elementów uznanych za mniej ważne,

— uproszczeniu zawiłych linii,

— zastąpieniu szczegółowych znaków umownych znakami bardziej ogólnymi.

Mapa składa się z rysunku kartograficznego, ramek i opisów pozaramkowych.

Na mapach lotniczych, służących do prowadzenia orientacji wzrokowej, są naniesione wyraźniej niż na innych mapach niektóre elementy terenu, na przykład takie, jak rzeki, jeziora, sztuczne zbiorniki wody, kanały, miejscowości, lądowa sieć komunikacyjna.

Mapy lotnicze, oprócz topograficznych elementów terenu, zawierają zwykle elementy sytuacji nawigacyjnej, takie jak drogi lotnicze z odpowiednim opisem, granice przestrzeni powietrznych, lotniska, naziemne urządzenia radionawigacyjne i inne dane, niezbędne do wykonania lotu.

Poszczególne elementy terenu są przedstawione na mapach znakami umownymi, zwanymi również symbolami kartograficznymi lub też sygnaturami. Znaki te dzielą się na: konturowe (skalowe), nieskalowe, liniowe, objaśniające i znaki przedstawiające rzeźbę terenu.

Konturowe (skalowe) znaki umowne stosuje się w celu przedstawienia elementów terenu, które według swoich rozmiarów mogą być wyrażone w skali mapy. Za pomocą tych znaków przedstawia się morza, jeziora, lasy, duże miasta itp.

Nieskalowe znaki umowne stosuje się w celu przedstawienia elementów terenu, które nie mogą być — ze względu na swoje małe rozmiary — wyrażone w skali mapy. Znaki te stosuje się w celu przedstawienia mostów, kominów fabrycznych, masztów itp. Nieskalowym znakom umownym nadaje się wygląd symbolizujący przedstawiony obiekt terenowy.

Niektóre obiekty przedstawione na mapie w dużej skali konturowymi umownymi znakami przedstawia się na mapie w małej skali nieskalowymi znakami umownymi. Na przykład nieduże miejscowości na mapach w dużej skali są przedstawione z wszystkimi szczegółami, tj. skalowymi znakami umownymi, a na mapach w małej skali miejscowości te przedstawione są w ugóolnionej formie, tj. nieskalowymi znakami umownymi.

Liniowymi znakami umownymi przedstawia się rzeki, kanały, linie kolejowe, drogi, rurociągi gazowe itp. Na mapy znaki te

nanosi się zachowując długość tych obiektów w skali, natomias szerokość tych znaków zwykle nie jest zachowana w skali.

Objaśniające znaki umowne stosuje się w celu dodatkowego scha rakteryzowania elementów terenu przedstawionych na mapi Grupa tych znaków ujmuje różne napisy i liczby. Na mapie s wskazywane nazwy miejscowości, rzek i jezior, wysokości od dzielnych punktów terenu, szerokości i długości itp.

Personel latający powinien umieć dokładnie czytać znaki topo graficzne map, gdyż inaczej nie potrafi w sposób biegły i właśc wy odtwarzać sobie w wyobraźni i porównywać treści map z wrażeniami wzrokowymi odbieranymi z terenu. Nie mniej waż na jest umiejętność plastycznego odtwarzania w wyobraźni u kształtowania pionowego terenu na podstawie mapy.

2.5.2
PRZEDSTAWIANIE RZEŹBY TERENU NA MAPIE

Rzeźba terenu może być przedstawiona za pomocą poziomi punktów wysokościowych, cieniowania, szrafowania (rysunk kreskowego) i hipsometrycznej skali barw. Przedstawienie rzeźb terenu za pomocą poziomic jest najdokładniejsze.

Poziomicami (warstwicami) nazywa się zamknięte krzywe, łą czące punkty terenu o jednakowej wysokości względem poziom morza.

Każda z poziomic wskazuje zarys kształtu rzeźby na danyı poziomie. Na poziomicach oznacza się odpowiednie wysokośc przy czym podstawa cyfr jest skierowana w stronę spadku te renu.

Poziomicę przeprowadza się co określoną całkowitą liczbę me trów wysokości terenu. Różnica wysokości między dwiema są siednimi poziomicami nazywa się wysokością cięcia poziomico wego; zależy ona od skali mapy i rzeźby terenu. Im mniejsz skala mapy, tym większa wysokość cięcia i odwrotnie.

W celu uniknięcia zaciemniania mapy w rejonach górzystych stosuje się wysokości cięcia poziomicowego większe niż w tere nie równinnym. Wysokość cięcia poziomicowego wskazuje się z ramką mapy. Według ogólnego położenia poziomic można zo rientować się co do spadku terenu: im bliżej siebie znajdują si poziomice, tym spadek terenu jest większy.

W razie potrzeby dokładniejszego przedstawiania rzeźby terenu nanosi się linią przerywaną między głównymi (zasadniczymi) poziomicami, co połowę wysokości cięcia, poziomice dodatkowe (pomocnicze).

Oprócz wysokości poziomic na mapach oznacza się punkty wysokościowe, tzw. koty (rzędne wysokości punktu w terenie). Kota jest to zaznaczona na mapie bezwzględna wysokość szczytu w metrach. Punkty te wskazują wysokość nad poziomem morza najbardziej charakterystycznych wzniesień terenu.

Oznaczenia wysokości poziomic i punktów wysokościowych (kot) ułatwiają szybkie odnajdywanie największych wysokości terenu na trasie lotu (w rejonie lotu) i określanie względnych przewyższeń jednych punktów terenu nad drugimi.

Cieniowanie stosuje się w celu przedstawienia rzeźby terenu w rejonie górzystym. Polega ono na zaciemnianiu spadków terenu albo też na upodobnianiu mapy do modelu plastycznego, oświetlonego z jednej strony. Im teren jest wyższy i spadek większy, tym barwa jest ciemniejsza i odwrotnie. Dzięki stosowaniu cieniowania przedstawienie rzeźby terenu na mapie jest wyrazistsze, co umożliwia szybkie określanie ogólnego charakteru terenu. Przedstawienie rzeźby cieniowaniem jednak nie umożliwia dokładnego określania ani kierunków, ani stromości spadków. Sposób ten oddaje jedynie ogólny obraz rzeźby terenu, lecz nie umożliwia określania wysokości oddzielnych punktów terenu.

Szrafowanie (kreskowanie) polega na przedstawieniu kierunku nachylenia zboczy i stoków, a poniekąd również i kąta ich nachylenia oraz stromości, za pomocą odpowiednio dobranej gęstości i grubości szraf (równoległych kreseczek).

Przedstawienie rzeźby terenu za pomocą skali barw polega na tym, że rzeźbę przedstawia się zależnie od wysokości terenu różnymi odcieniami kolorów. Przedstawianie rzeźby tym sposobem wywołuje wrażenie plastyczności i poglądowo przedstawia ogólną zmianę rzeźby. Ustaloną skalę barw nanosi się poza ramką mapy. Za pomocą tej skali można określić ogólną wysokość terenu w danym miejscu mapy.

Każdy z rozpatrywanych sposobów przedstawiania rzeźby terenu ma swoje dodatnie i ujemne strony, dlatego też na niektórych

mapach rzeźbę tę przedstawia się przez połączenie dwóch sposobów, np. za pomocą poziomic i cieniowania lub za pomocą poziomic i hipsometrycznej skali barw.

2.5.3
KOLORYSTYKA MAP (BARWY KONWENCJONALNE)

Mapy lotnicze wykonuje się jako mapy wielobarwne w celu zwiększenia ich poglądowości. Nanoszenie znaków umownych w różnych kolorach nadaje mapie wyrazistości i zapewnia łatwe rozpoznawanie tych elementów terenu, które są najważniejsze, i tych informacji, które są niezbędne personelowi latającemu podczas przygotowania do lotu i podczas lotu.
Kolory znaków umownych odpowiadają kolorom przedstawionych nimi elementów terenu i ułatwiają czytanie mapy, np. obszary wodne oznaczane są kolorem niebieskim lub błękitnym, lasy — zielonym, rzeźba terenu — brązowym, linie kolejowe — czarnym.

2.5.4
RAMKI MAPY I OPIS POZARAMKOWY

Utworzony w wyniku podziału na arkusze zespół linii ograniczających rysunek kartograficzny nazywa się ramką mapy. Na mapach rozróżnia się zazwyczaj trzy ramki: wewnętrzną, minutową (stopniową) i zewnętrzną (dekoracyjną).
W opisie pozaramkowym wskazuje się: nazwę i nomenklaturę arkusza, skalę mapy, rodzaj odwzorowania, rok wydania, materiał wykorzystywany przy sporządzaniu danej mapy, rok, któremu odpowiada wartość izogon, skalę wysokości cięć poziomicowych, hipsometryczną skalę barw, schemat rozmieszczenia przyległych arkuszy i niektóre znaki umowne z tekstem objaśniającym (tzw. legenda).

2.5.5
UAKTUALNIANIE (UNACZEŚNIANIE) MAPY

Co jakiś czas zachodzi potrzeba uaktualniania treści mapy. Polega to na usunięciu szczegółów już nieaktualnych i wprowadzeniu nowych informacji. Czynności te są nazywane „unacześnianiem" lub „reambulacją" mapy.

2.6.1 OKREŚLANIE NA MAPIE WYSOKOŚCI PUNKTÓW TERENU I WZAJEMNEGO ICH PRZEWYŻSZENIA

Wysokość punktów terenu określa się na mapie według punktów wysokościowych (kot) lub według poziomic. Jeżeli punkt jest położony na poziomicy, to jego wysokość równa się wysokości wskazanej przez poziomicę. Jeżeli punkt położony jest między poziomicami, to jego wysokość równa jest wysokości dolnej poziomicy plus przewyższenie tego punktu nad tą poziomicą, którego wartość określa się „na oko" przez interpolację. Wzajemne przewyższenie punktów terenu równa się różnicy ich wysokości nad poziomem morza.

2.6.2 OKREŚLANIE NACHYLENIA STOKU

Nachyleniem stoku nazywa się kąt zawarty między płaszczyzną poziomą a powierzchnią stoku.

Nachylenie stoku można określić według graficznej skali kątów nachylenia stoku lub według wzoru.

Graficzna skala kątów nachylenia stoku jest umieszczana na mapach topograficznych w dużej skali pod dolną częścią ramki (rys. 2.17). Wzdłuż poziomej podstawy tej skali są naniesione

Rys. 2.17. Skala kątów nachylenia stoku

liczby określające nachylenie stoku w stopniach. Na pionowych liniach skali są zaznaczone poziome odstępy poziomic. W celu określenia nachylenia stoku należy:

— zmierzyć cyrklem lub linijką odległość między dwiema głównymi poziomicami w danym miejscu mapy,

— przenieść zmierzoną odległość na pionową linię skali tak, aby odległość ta była zawarta między podstawą skali i górną krzywą linią,

— odczytać, przy podstawie skali, wartość nachylenia stoku w stopniach; w przypadku gdy poziomice przechodzą blisko siebie, kąt nachylenia stoku łatwiej jest określać według skali dla poziomic pogrubionych.

Nachylenie stoku n można również obliczyć według wzoru:

$$\operatorname{tg} n = \frac{h}{d}$$

gdzie:

h — wysokość cięcia poziomicowego,

d — pozioma odległość między sąsiednimi poziomicami, przeliczona na odległość w terenie.

Przykład

Obliczyć kąt nachylenia stoku.

Dane: wysokość cięcia poziomicowego $h=50$ m, pozioma odległość między dwiema poziomicami, przeliczona na odległość w terenie, $d=200$ m,

Rozwiązanie

$$\operatorname{tg} n = \frac{h}{d}$$

$$\operatorname{tg} n = \frac{50}{200} = \frac{1}{4}; \quad n = 14^\circ$$

2.6.3

OKREŚLANIE WSPÓŁRZĘDNYCH GEOGRAFICZNYCH PUNKTU NA MAPIE

W celu określenia współrzędnych geograficznych punktu na mapie należy:

— przeprowadzić przez dany punkt linię równoległą do najbliższego równoleżnika; w punkcie przecięcia tej linii z południkiem odczytać szerokość geograficzną danego punktu;

— przeprowadzić przez dany punkt linię równoległą do najbliższego południka; w punkcie przecięcia tej linii z równoleżnikiem odczytać długość geograficzną danego punktu.

Jeżeli nie ma na arkuszu mapy podziału siatki południków i równoleżników na minuty kątowe, postępuje się następująco: za pomocą linijki lub cyrkla mierzy się odległości od danego punktu do najbliższego równoleżnika i południka. Następnie przenosi się te odległości na ramkę mapy, na której odczytuje się współrzędne punktu.

2.6.4
ODSZUKIWANIE PUNKTÓW NA MAPIE WEDŁUG DANYCH WSPÓŁRZĘDNYCH GEOGRAFICZNYCH

Aby odszukać na mapie punkt według danych współrzędnych geograficznych punktu, należy:
— przyłożyć linijkę do podziałki szerokości geograficznej w miejscu oznaczającym szerokość danego punktu i wykreślić linię równoległą do najbliższego równoleżnika,
— przyłożyć linijkę do podziałki długości geograficznej w miejscu oznaczającym długość danego punktu i wykreślić linię równoległą do najbliższego południka; przecięcie dwóch wykreślonych linii wskaże szukany punkt.

2.6.5
POMIAR KIERUNKU I KĄTA NA MAPIE

Kierunkiem dowolnej linii w danym jej punkcie na mapie nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego i tą linią w rozważanym punkcie.
W celu pomiaru na mapie kierunku lub kąta między dwiema liniami używa się celuloidowych kątomierzy nawigacyjnych. Aktualnie załogi dysponują dwoma rodzajami kątomierzy, w formie trójkąta lub kwadratu, z naniesioną podziałką kątową o działkach co 1°.
Na średni błąd zmierzonego kierunku na mapie wpływają następujące czynniki: średni błąd odczytu na kątomierzu nawigacyjnym, średni błąd wyznaczenia kierunku południka w danym punkcie mapy oraz średni błąd wyznaczenia punktu na mapie, wynikający z geometrycznej dokładności mapy i graficznej dokładności pracy na mapie.
Średni błąd odczytu na kątomierzu wynosi około $\pm 0{,}25°$.
Kierunek południka w danym punkcie mapy przyjmuje się jako

równoległy do kierunku najbliższego południka oznaczonego na mapie. Ponieważ na większości map lotniczych, na których południki są zbieżne, kąt między dwoma sąsiednimi południkami oddalonymi od siebie o 1° długości geograficznej wynosi dla średnich szerokości geograficznych około 0,8°, to przeciętny błąd wyznaczenia kierunku południka w dowolnym punkcie mapy nie powinien przekraczać 0,4°, a przeciętnie wynosi on ±0,15°.

Średni błąd wyznaczenia punktu na mapie wynosi ±0,8 mm. Dla odległości 8—10 cm na mapie błąd ten daje błąd wyznaczenia kierunku ±0,5°.

Ostatecznie, przy uwzględnieniu omówionych błędów, przeciętny błąd zmierzonego na mapie kierunku wynosi ±0,56°.

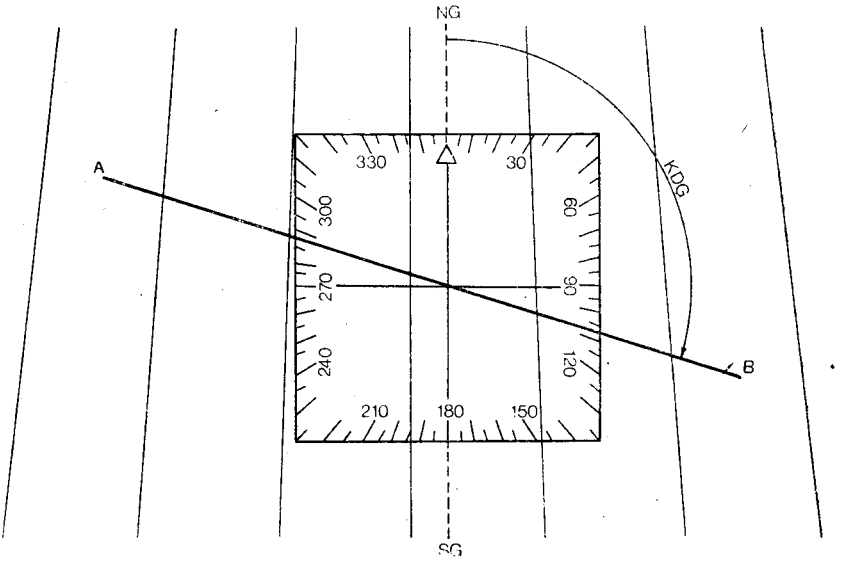
W celu zmierzenia na mapie kąta określającego kierunek linii drogi (linii pozycyjnej) należy środek kątomierza przyłożyć w punkcie, w którym ma być zmierzony kąt, tak aby jego linia 0°—180° była ustawiona równolegle do najbliższego południka (kąt prosty kątomierza trójkątnego powinien być zwrócony na wschód lub na zachód, zależnie od kierunku, którego kąt chcemy zmierzyć; na kątomierzu kwadratowym czarny trójkącik powinien być zwrócony na północ). Linia przebiegająca od środka kątomierza w kierunku, który jest mierzony, wskaże na podziałce kątomierza wartość odpowiadającego mu kąta (rys. 2.18).

W przypadku kątomierza trójkątnego, jeżeli jego kąt prosty skierowany jest na wschód, to wartość kąta odczytuje się na zewnętrznej podziałce kątowej, a jeżeli na zachód — to na wewnętrznej podziałce kątowej.

W taki sam sposób mierzy się kąt między dwiema liniami, z tym że linia 0°—180° kątomierza powinna być ustawiona zgodnie z jednym z ramion kąta. Kąt ten można również określić jako różnicę kątów zmierzonych od północy geograficznej do obydwu ramion kąta, przy ustawieniu środka kątomierza w wierzchołku kąta, a linię 0°—180°, w opisany uprzednio sposób, zgodnie z kierunkiem południka geograficznego.

Wykreślanie na mapie kierunku za pomocą kątomierza nawigacyjnego nie jest trudne, lecz wymaga uwzględnienia rodzaju odwzorowania kartograficznego mapy i rzeczywistego kształtu na mapie linii (kierunku) zastępowanej linią prostą.

Na mapie Merkatora południki są równoległe i kąt zmierzony

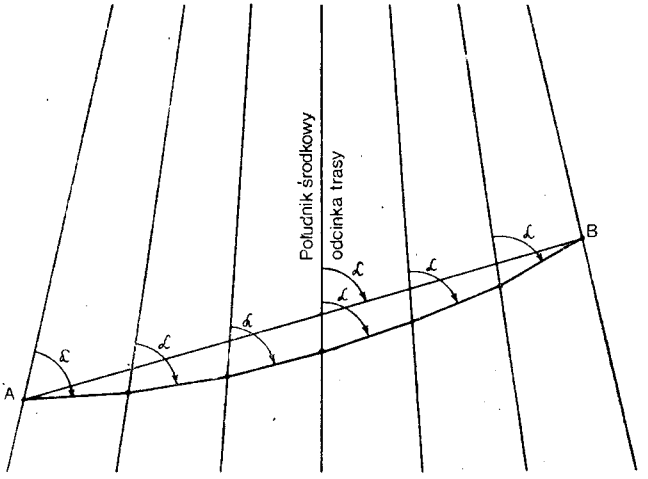


Rys. 2.18. Pomiar KDG na mapie

między północą geograficzną i odcinkiem linii prostej jest w dowolnym punkcie tego odcinka taki sam. Kąt zmierzony na końcu odcinka dla jego kierunku przeciwnego równa się kątowi zmierzonemu na początku odcinka po dodaniu (odjęciu) 180°. Na mapie w tym odwzorowaniu loksodromą jest linią prostą, a ortodroma linią krzywą wygiętą ku północy. W celu zastąpienia na mapie kierunku ortodromicznego kierunkiem loksodromicznym (odcinkiem prostej) uwzględnia się tzw. poprawkę loksodromiczną, będącą kątem zamiany kierunku ortodromicznego na kierunek loksodromiczny.

Na pozostałych mapach lotniczych, wykorzystywanych do celów nawigacji stosowanej, ortodroma na odległościach 1000—1500 km jest praktycznie biorąc linią prostą, lecz kąt (*KD*, namiar, radionamiar) mierzony w różnych jej punktach jest różny, ze względu na zbieżność południków. Aby na takiej mapie dany kierunek ortodromiczny pokrywał się z kierunkiem do niego przeciwnym przy pomiarach w dwu różnych punktach prostej, należy w tych pomiarach uwzględniać poprawkę na zbieżność południków. Na mapach tych jako kierunek loksodromiczny przyjmuje się, w przy-

padku krótkich odcinków prostoliniowych (różnica kątów na początku i na końcu odcinka $< 2°$), średni kierunek ortodromiczny, mierząc kąt określający ten kierunek w połowie odcinka. Kąt ten można również obliczyć jako średnią arytmetyczną kątów na początku i końcu odcinka (rys. 2.19).



Rys. 2.19. Pomiar kierunku loksodromy wykreślonej na mapie jako linia prosta oraz wykreślenie loksodromy przy różnicy kątów $> 2°$

2.6.6
POMIAR ODLEGŁOŚCI NA MAPIE

Rozwiązywanie wielu zadań nawigacyjnych, zarówno w okresie przygotowania do lotu, jak i w czasie lotu, jest związane z wykreślaniem na mapach linii prostych i pomiarem odległości wzdłuż tych prostych.

Na współcześnie stosowanych mapach lotniczych (z wyjątkiem map Merkatora) zniekształcenia długości są tak nieznaczne, że nie mają praktycznego znaczenia w rozwiązywaniu większości zadań nawigacyjnych. Z tego też względu przy pomiarze odległości na mapie należy posługiwać się wyłącznie skalą główną.

Odległość na mapie mierzy się za pomocą linijki „skalówki" lub za pomocą linijki z podziałką centymetrową. Linijka „skalówka" ma zazwyczaj na obu brzegach naniesione cztery podziałki, na których 1 cm odpowiada na mapie wartościom: 2 km, 5 km.

10 km i 20 km. Ponieważ odległości są wyrażane z dokładnością ±1 km, to i podziałki są wykonane z dokładnością odpowiadającą 1 km, niezależnie od skali mapy.

W celu pomiaru odległości między dwoma punktami (obiektami) na mapie za pomocą skalówki, należy ustawić ją tak, aby zero skali odpowiadającej danej mapie pokrywało się ze środkiem jednego z punktów (obiektów) i naprzeciwko środka drugiego punktu (obiektu) odczytać szukaną odległość.

Jeżeli nie ma odpowiedniej skalówki, to odległość na mapie mierzy się za pomocą linijki z podziałką centymetrową. Za pomocą tej linijki mierzy się najpierw odległość między punktami w centrymetrach i milimetrach, a następnie, znając skalę mapy, oblicza się w pamięci odległość w terenie.

Błąd pomiaru odległości na mapie warunkowany jest: błędami wyznaczania położenia dwóch punktów na mapie, wynikającymi z geometrycznej dokładności mapy i dokładności pracy pilota (nawigatora), błędami pomiaru za pomocą skalówki lub linijki z podziałką centymetrową i zaokrąglaniem wyniku do 1 km, oraz błędami wynikającymi ze zniekształceń długości w danym odwzorowaniu mapy.

Błędy wynikające z geometrycznej dokładności mapy i jej odwzorowania nie zależą od dokładności pracy na mapie ani od przyrządów wykorzystywanych do pomiaru. Natomiast część błędów powstaje z niedokładności przyrządów pomiarowych, niedokładności pracy na mapie oraz z niedogodnych warunków wykonywania pomiarów w czasie lotu na pokładzie statku powietrznego.

Przyjmuje się, że średni błąd pomiaru odległości na mapach, w skalach najczęściej stosowanych, może mieć następujące wartości:

1:200 000 — ±0,30 km; 1:500 000 — ±0,75 km;
1:1 000 000 — ±1,50 km; 1:2 000 000 — ±3,00 km.

W przypadku konieczności posługiwania się mapą Merkatora należy pamiętać, że na mapach w tym odwzorowaniu odległości są wyrażone w milach morskich i ich dziesiętnych częściach, czyli kablach. Skala szerokości w tym odwzorowaniu rośnie od równika na północ i południe. Na mapach w odwzorowaniu Merkatora małe odległości mierzy się, przenosząc rozwartością cyrkla dłu-

gość odcinka na podziałkę szerokości geograficznej, zaznaczoną na pionowych krawędziach arkusza mapy. Środek rozwartości cyrkla powinien przy tym znajdować się na średniej szerokości geograficznej odcinka. Odczytana liczba minut łuku południka odpowiada odległości w milach morskich. W celu określenia odległości w kilometrach, należy odczytaną liczbę minut łuku (lub NM) pomnożyć przez 1,852.

2.6.7 OGÓLNE ZASADY WYKREŚLANIA ORTODROMY I LOKSODROMY NA MAPACH LOTNICZYCH

Ortodroma jest linią prostą na odwzorowaniu centralnym biegunowym oraz, praktycznie biorąc, na mapach wiernokątnego ukośnego odwzorowania walcowego (Kahna), w przypadku którego linią styczności kuli i walca jest wielkie koło (ortodroma), przyjmowane za linię osiową mapy (trasy lotu).

Na mapach lotniczych wykonanych w odwzorowaniach: wiernokątnym stożkowym, wielostożkowym (międzynarodowym), wiernokątnym poprzeczno-walcowym (Gaussa) oraz stereograficznym biegunowym wykreśla się ortodromę między dwoma punktami oddalonymi od siebie o 1000—1200 km jako linię prostą, a na większych odległościach jako linię krzywą, zwróconą wypukłością ku biegunowi lub w kierunku zwiększania się skali. W pierwszym przypadku KD_{ort} i S_{ort} mierzy się bezpośrednio na mapie za pomocą kątomierza i skalówki (bądź linijki z podziałką centymetrową). W drugim przypadku nanosi się ortodromę na mapę według punktów pośrednich, których współrzędne geograficzne oraz KD_{ort} i S_{ort} oblicza się według wzorów trygonometrii sferycznej.

Matematyczne obliczanie KD_{ort} i S_{ort} oraz współrzędnych punktów pośrednich daje dużą dokładność, lecz jest dość skomplikowane. Z tego też względu ortodromę dogodniej jest nanosić na mapę lotu za pomocą globusa nawigacyjnego lub siatki wykonanej w odwzorowaniu centralnym biegunowym, na którym ortodroma, przy dowolnych odległościach, jest linią prostą. Wykorzystując właściwości takiej siatki można wykonać obliczenia graficzne ortodromy. W tym celu łączy się na siatce początkowy i końcowy punkt odcinka ortodromy za pomocą linii prostej.

Na prostej wybiera się punkty pośrednie ortodromy. Następnie przenosi się te punkty pośrednie według współrzędnych z siatki na mapę lotu i wykreśla się przez nie ortodromę. W analogiczny sposób nanosi się graficznie ortodromę w przypadku mapy Merkatora, kiedy różnica długości geograficznych punktów, które ona łączy, jest większa niż 2°—3°. Przy mniejszej różnicy długości wykreśla się ją jako linię prostą. Do wykreślania ortodromy na mapach Merkatora jest stosowana najczęściej tzw. kalka Favégo (L. Favé — kartograf francuski), na której naniesione są całe rodziny (pęki) wielkich kół w siatce Merkatora.

Lot między dwoma punktami na powierzchni ziemi przy utrzymywaniu stałego kursu za pomocą busoli magnetycznej odbywa się po loksodromie. Loksodroma jest linią prostą wyłącznie na mapie Merkatora. Droga loksodromiczna jest, z wyjątkiem przypadków położenia punktów przelotu na równiku lub południku, zawsze dłuższa od drogi ortodromicznej.

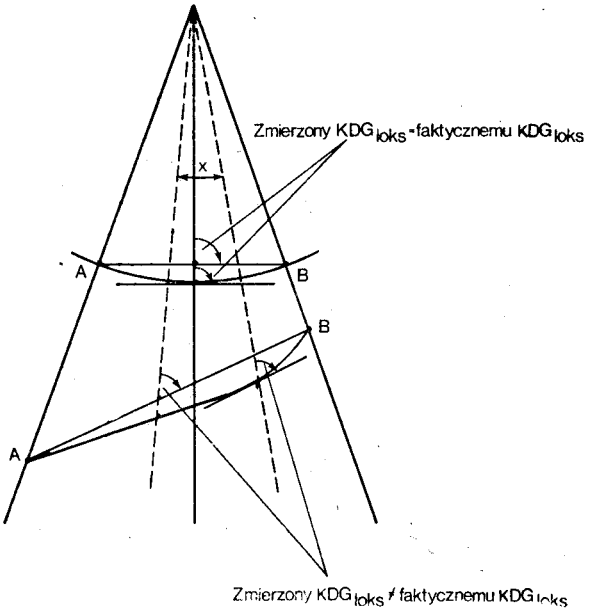
Jeżeli oddalenie punktów przelotu jest nieduże, to i różnica dróg po loksodromie i ortodromie jest nieznaczna. Różnica ta jest również mała i w przypadku większych odległości, jeżeli trasa przelotu tworzy z południkiem kąt mniejszy niż 20°. Przy dużych odległościach między punktami przelotu, zwłaszcza jeśli kierunek trasy przelotu jest bliski do 90° lub 270°, różnice drogi loksodromicznej i ortodromicznej są znaczne i należy je brać pod uwagę, głównie ze względów ekonomicznych. Dlatego też trasę dalekiego przelotu, jeżeli jego punkty pośrednie (punkty zmiany kierunku lotu) nie są warunkowane zadaniem, wykreśla się jako ortodromę, dzieląc ją na szereg odcinków loksodromicznych. Długości tych odcinków dobiera się z takim wyliczeniem, ażeby różnica kątów drogi w początkowym i końcowym punkcie każdego odcinka nie przekraczała 2°. Przy takim wyborze długości odcinków, *NLD* wykreśla się na mapie jako linię prostą, przyjmując ją za loksodromę, jeżeli kierunek lotu jest utrzymywany za pomocą busoli magnetycznej lub ortodromę, jeżeli kierunek lotu utrzymywany jest za pomocą specjalnych przyrządów kursowych. W danym przypadku droga loksodromiczna będzie nieznacznie różniła się od drogi ortodromicznej i dla odcinków 200—250 km będzie się praktycznie biorąc pokrywała z *NLD* wykreśloną na mapie.

W przypadku kiedy różnica kątów drogi w początkowym i końcowym punkcie prostoliniowego odcinka na mapie przekracza 2°, wykreśla się loksodromę między południkami jako linię krzywą (łamaną lub ciągłą) pod kątem względem kolejnego południka (oddalonego zazwyczaj o 1°) równym *KD* zmierzonemu w środkowym punkcie odcinka. Kąt ten można również obliczyć jako średnią arytmetyczną *KD* zmierzonych w początkowym i końcowym punkcie prostoliniowego odcinka na mapie (rys. 2.19).
W celu wykreślenia loksodromy na większych odległościach można również obliczyć jej elementy (KD_{loks}, S_{loks}, współrzędne punktów pośrednich) według wzorów lub przenieść ją na mapę wykonaną w dowolnym odwzorowaniu z mapy Merkatora, gdzie jest linią prostą.

2.6.8
WYKREŚLANIE LOKSODROMY I POMIAR KDG_{loks} NA MAPACH W WIERNOKĄTNYM ODWZOROWANIU STOŻKOWYM

Loksodromę na mapach w wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym (wielostożkowym) można wykreślić dwoma sposobami, a mianowicie według:
— punktów, których współrzędne geograficzne oblicza się na podstawie wzorów, albo graficznie — korzystając z pomocy mapy w odwzorowaniu Merkatora;
— kąta drogi loksodromy KDG_{loks}, wykorzystując właściwość spirali logarytmicznej — przecinania wszystkich południków pod jednakowym kątem $\alpha = KDG_{loks}$.
W przypadku drugiego sposobu należy uprzednio obliczyć geograficzny kąt drogi loksodromy KDG_{loks} według wzorów i zasad podanych w rozdziale 1 lub zmierzyć go na mapie Merkatora.
Geograficznym kątem drogi loksodromy KDG_{loks} nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego i loksodromiczną linią drogi.
Najczęściej zadanie to rozwiązuje się w przybliżeniu graficznie. W tym celu łączy się na mapie linią prostą punkt wyjściowy i końcowy odcinka trasy, dzieli się ten odcinek na połowy, mierzy kierunek geograficzny odcinka prostej w jego punkcie środkowym i przyjmuje się zmierzony kąt za geograficzny kąt drogi loksodromy KDG_{loks}.

Przedstawiona metoda wyznaczania KDG_{loks} opiera się na założeniu, że w punkcie środkowym odcinka styczna do loksodromy jest równoległa do cięciwy (odcinka prostej łączącej punkt wyjściowy i końcowy) i dlatego cięciwa ta przecina południk pod tym samym kątem co i loksodroma (rys. 2.20). Należy jednak



Rys. 2.20. Metoda pomiaru KD_{loks} na mapach w wiernokątnym odwzorowaniu stożkowym, odwzorowaniu międzynarodowym *lub stereograficznym biegunowym*

zaznaczyć, że takie założenie będzie całkowicie słuszne tylko wtedy, kiedy loksodroma pokrywa się z równoleżnikiem albo równikiem. W innych przypadkach mierzony KDG_{loks} różni się od rzeczywistego KDG_{loks} o kąt x (rys. 2.20). Wartość kąta x zależy od różnicy długości geograficznej punktu wyjściowego i końcowego ($\Delta\lambda$), kierunku loksodromy i przyjmuje wartości podane przykładowo w tablicy 2.1.

Jeśli KDG_{loks} mieści się między 0° a 180°, zmierzony KDG_{loks} jest mniejszy od rzeczywistego KDG_{loks}, a jeśli KDG_{loks} znajduje się między 180° a 360°, zmierzony KDG_{loks} jest większy od rzeczywistego KDG_{loks}. W wyniku tego wykreślenie loksodromy według

Tablica 2.1

Wartość kąta x w zależności od różnicy długości geograficznej $\Delta\lambda$ punktu wyjściowego i końcowego loksodromy i jej kierunku

KDG_{loks} \ $\Delta\lambda$	15°	30°
0°	0°	0°
10°	1°20′	5°15′
20°	0°40′	2°20′
30°	0°25′	1°35′
60°	0°05′	0°50′
90°	0°	0°

zmierzonego KDG_{loks} powoduje przesunięcie loksodromy zawsze w kierunku bieguna. Ponieważ loksodromę wykreśla się zazwyczaj w postaci linii łamanej, w rezultacie przechodzi ona nieco niżej od swego rzeczywistego przebiegu, co do pewnego stopnia kompensuje wpływ błędu na dokładność pomiaru KDG_{loks}.

W praktyce przy wykreślaniu loksodromy na odległościach 1000—1500 km otrzymuje się rezultat bardzo bliski rzeczywistości. Wówczas loksodroma wykreślona w postaci linii łamanej zbliży się do końcowego punktu drogi.

W taki sam sposób wykreśla się loksodromę i mierzy KDG_{loks} na pozostałych mapach, na których południki są zbieżne.

3

KURS STATKU POWIETRZNEGO I BUSOLA

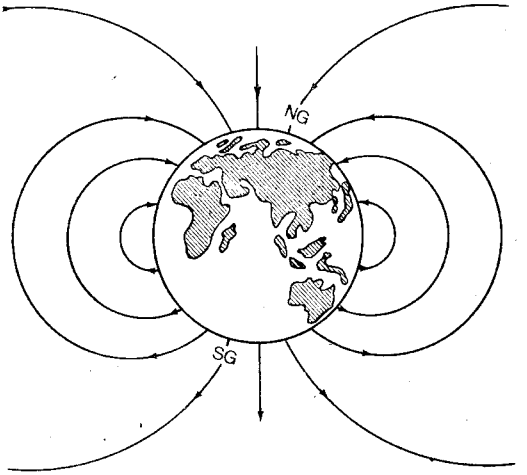
3.1

MAGNETYZM ZIEMSKI

Do określania i utrzymywania kursu statku powietrznego szeroko stosuje się busole magnetyczne. Zasada działania busoli magnetycznej jest oparta na wykorzystaniu właściwości pola magnetycznego Ziemi.

Ziemia jest jak gdyby dużym, naturalnym magnesem, wokół którego występuje pole magnetyczne. Bieguny magnetyczne Ziemi nie pokrywają się z biegunami geograficznymi i są rozmieszczone nie na powierzchni Ziemi, lecz na pewnej głębokości. Umownie przyjmuje się, że północny biegun magnetyczny (*NM*) znajduje się w północnej części Kanady (na północny zachód od Zatoki Hudsona) i ma magnetyzm południowy, tj. przyciąga północny koniec igły magnetycznej, a południowy biegun magnetyczny (*SM*) znajduje się na Antarktydzie (w północnej części Ziemi Wilkesa) i ma magnetyzm północny, tj. przyciąga południowy koniec igły magnetycznej. Współrzędne geograficzne tych biegunów zmieniają się z upływem czasu, gdyż bieguny magnetyczne wędrują dookoła biegunów geograficznych. Przyczyna zmian położenia tych biegunów nie jest dotychczas wyjaśniona. Prosta łącząca bieguny magnetyczne nazywa się magnetyczną osią Ziemi. Oś ta nie przechodzi przez środek Ziemi i tworzy z osią ziemską kąt 11°30′.

Magnetyczne linie sił wychodzą z południowego bieguna magnetycznego i schodzą się na północnym biegunie magnetycznym (rys. 3.1).



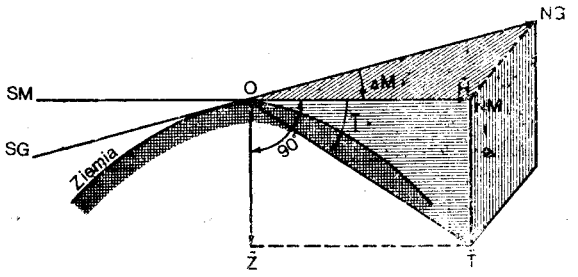
Rys. 3.1. Pole magnetyczne Ziemi

Pole magnetyczne Ziemi w każdym swym punkcie charakteryzuje się całkowitym natężeniem pola magnetycznego, inklinacją magnetyczną i deklinacją magnetyczną.

Całkowitym natężeniem pola magnetycznego Ziemi nazywa się siłę, z jaką pole magnetyczne Ziemi działa w danym punkcie na biegun jednostkowy igły magnetycznej. Wektor natężenia pola magnetycznego Ziemi $\bar{T}$ można rozłożyć na dwie składowe: poziomą $\bar{H}$, położoną w płaszczyźnie horyzontu rzeczywistego, i pionową $\bar{Z}$, skierowaną do środka Ziemi (rys. 3.2).

Ze zwiększaniem szerokości geograficznej składowa pionowa $\bar{Z}$ zmienia się od zera (na równiku magnetycznym) do maksymalnej wartości (na biegunie magnetycznym), a składowa pozioma $\bar{H}$ zmienia się odpowiednio od maksymalnej wartości do zera. A więc na biegunie magnetycznym $\bar{H}=0$, a na równiku magnetycznym $\bar{H}=\bar{T}$.

Elementy magnetyzmu ziemskiego są przedstawiane na specjal-



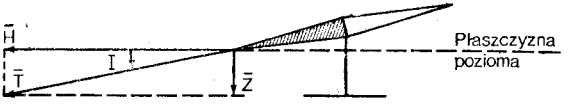
Rys. 3.2. Elementy magnetyzmu ziemskiego

nych mapach magnetycznych za pomocą tzw. izolinii, które łączą punkty o jednakowych wartościach odpowiednich elementów.

Linie łączące na mapie punkty o jednakowej wartości natężenia pola magnetycznego Ziemi nazywa się izodynamami. Rozróżnia się izodynamy całkowite, pionowe i poziome.

Swobodnie podwieszona igła magnetyczna ustawia się zgodnie z kierunkiem wektora natężenia pola magnetycznego Ziemi $\vec{T}$.

Kąt zawarty między płaszczyzną poziomą i osią swobodnie podwieszonej igły magnetycznej nazywa się inklinacją magnetyczną I. Wartość inklinacji magnetycznej zmienia się od 0° do ±90°; mierzy się ją od płaszczyzny poziomej w dół od 0° do 90°. Uważa się ją za dodatnią, gdy opuszczony jest północny koniec igły magnetycznej, a za ujemną, gdy opuszczony jest południowy koniec tej igły (rys. 3.3). Igła magnetyczna przyjmuje na biegunie magnetycznym położenie pionowe, a na równiku magnetycznym — poziome.



Rys. 3.3. Inklinacja magnetyczna

Linia łącząca na mapie punkty o inklinacji równej zeru nazywa się równikiem magnetycznym lub akliną.

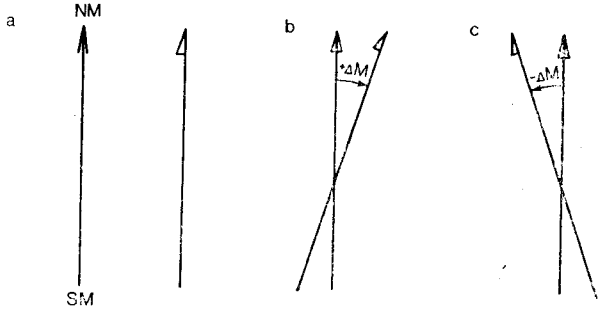
Linie łączące na mapie punkty o jednakowej wartości inklinacji magnetycznej zwane są izoklinami.

W 1975 r. inklinacja na obszarze Polski wynosiła: +64° (rejon

południowy), $+68{,}5^\circ$ (rejon północny), a roczna zmiana inklinacji $+0{,}03^\circ$.

W celu zapobieżenia nachylaniu się igły magnetycznej w busolach magnetycznych wykorzystywanych na półkuli północnej, obciąża się południową część igły, a na półkuli południowej — część północną lub przesuwa się odpowiednio punkt podwieszenia igły magnetycznej, bądź też stosuje się umieszczenie środka ciężkości róży busoli poniżej punktu jej podparcia.

Linia, wzdłuż której ustawia się swobodnie podwieszona igła magnetyczna pod wyłącznym wpływem działania magnetyzmu ziemskiego, nazywa się południkiem magnetycznym NM-SM (rys. 3.4). Ze względu na to, że bieguny magnetyczne nie leżą na końcach tej samej średnicy Ziemi, południki magnetyczne, w odróżnieniu od południków geograficznych, nie są łukami wielkich kół.



Rys. 3.4. Południk magnetyczny i deklinacja magnetyczna
a — graficzny znak umowny południka magnetycznego, *b* — deklinacja magnetyczna wschodnia (dodatnia), *c* — deklinacja magnetyczna zachodnia (ujemna)

Kąt odchylenia igły magnetycznej od płaszczyzny południka geograficznego, czyli kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego i północnym kierunkiem południka magnetycznego, przechodzącymi przez dany punkt, nazywa się deklinacją magnetyczną ΔM. Deklinacja jest wschodnia (dodatnia), jeżeli północny koniec igły magnetycznej jest odchylony na wschód od południka geograficznego i zachodnia (ujemna), jeżeli ten koniec jest odchylony na zachód od południka geograficznego. Deklinację wschodnią oznacza się literą E lub znakiem plus (np. $\Delta M = 5^\circ$E lub $\Delta M = +5^\circ$), a deklinację zachodnią literą W

lub znakiem minus (np. $\Delta M = 3°W$ lub $\Delta M = -3°$). Deklinację magnetyczną mierzy się na wschód i na zachód od południka geograficznego, w granicach od 0° do ±180°.

Linia łącząca na mapie punkty o jednakowej wartości deklinacji magnetycznej nazywa się izogoną (nie mylić z południkiem magnetycznym), a linia łącząca punkty o deklinacji równej zeru — agoną.

Wartość deklinacji magnetycznej jest różna w różnych punktach kuli ziemskiej i ulega zmianom z upływem czasu. Wartość tych zmian w ciągu roku nie przekracza zwykle na średnich szerokościach geograficznych 10′—12′, a na większych szerokościach 40′. Wartość zmian deklinacji magnetycznej za okres kilku stuleci dochodzi do kilkudziesięciu stopni.

Zmiany deklinacji magnetycznej zachodzące w ciągu roku nazywa się zmianami rocznymi, a w ciągu setek lat — zmianami wiekowymi.

Aktualną wartość deklinacji magnetycznej określa się na podstawie specjalnych map elementów pola magnetycznego Ziemi lub na podstawie map lotniczych. Na mapach tych są wykreślone izogony, podany jest rok określenia wartości izogon oraz wartości rocznych zmian deklinacji magnetycznej.

W 1975 r. na obszarze Polski deklinacja magnetyczna wynosiła: 0° — rejon zachodni; +3° — rejon wschodni, a roczna zmiana deklinacji magnetycznej wynosiła +0°04′.

Linia łącząca na mapie punkty o jednakowej rocznej zmianie deklinacji nosi nazwę izopory.

Ponadto na mapach magnetycznych są oznaczone rejony anomalii magnetycznych, to jest rejony, w których wartość elementów pola magnetycznego Ziemi (m. in. deklinacji i inklinacji magnetycznej) znacznie różnią się od wartości tych elementów, jakie wynikałyby dla nich z normalnego (teoretycznego) rozkładu magnetyzmu ziemskiego. Anomalie magnetyczne są głównie wynikiem istnienia dodatkowego miejscowego pola magnetycznego, związanego z występowaniem w danym obszarze skorupy ziemskiej mas o własnościach magnetycznych.

W niektórych rejonach anomalii magnetycznych występują miejsca, w których deklinacja magnetyczna dochodzi do ±180° (np. rejon Kurska lub Krzywego Rogu w ZSRR). W Polsce anomalie

magnetyczne są tak małe, że nie są uwzględniane w praktyce nawigacyjnej.

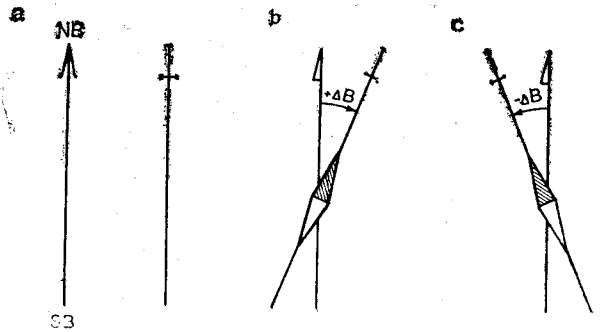
Anomalie magnetyczne wpływają na dokładność wskazań busoli magnetycznej w zasadzie na wysokościach do 1500—2000 m.

Deklinacja magnetyczna ulega niekiedy nagłym, krótkotrwałym (od kilku godzin do kilku dób) zmianom, powodowanym burzami magnetycznymi, to znaczy nagłymi i nieprzewidzianymi zmianami elementów pola magnetycznego Ziemi, powstającymi w związku z aktywnością plam słonecznych, zorzami polarnymi i zjawiskami wulkanicznymi.

3.2 KURS STATKU POWIETRZNEGO

3.2.1 DEFINICJE

Igła magnetyczna umieszczona na statku powietrznym znajduje się w polu magnetycznym składającym się z dwóch pól: pola magnetycznego Ziemi i pola magnetycznego statku powietrznego. Pod wpływem działania tych pól igła magnetyczna ustawia się wzdłuż linii zwanej południkiem busoli (rys. 3.5).



Rys. 3.5. Południk busoli i dewiacja busoli
a — graficzny znak umowny południka busoli, *b* — dewiacja busoli dodatnia, *c* — dewiacja busoli ujemna

Kąt, o jaki odchyla się od północnego kierunku południka magnetycznego igła magnetyczna busoli na statku powietrznym (południk busoli), nazywa się dewiacją busoli ΔB. Dewiacja jest wyrażana w stopniach i mierzona od północnego kierunku połud-

nika magnetycznego do północnego kierunku południka busoli na wschód ze znakiem plus i na zachód ze znakiem minus (rys. 3.5).

Przykład

Wykreślić południk magnetyczny i południk busoli, znając kierunek południka geograficznego, ΔM i ΔB.

Dane: $\Delta M = +15°$; $\Delta B = -5°$.

Rozwiązanie: przedstawiono na rysunku 3.6.

Rys. 3.6. Wykreślanie południków na podstawie ΔM i ΔB

Kursem statku powietrznego K nazywa się kąt zawarty w płaszczyźnie poziomej między północnym kierunkiem południka (kierunkiem umownym przyjętym za początek pomiaru) i podłużną osią statku powietrznego (jego osią symetrii). Zależnie od rodzaju południka przyjętego za kierunek początku pomiaru rozróżnia się kursy: geograficzny, magnetyczny, busoli i umowny. Kurs mierzy się od północnego kierunku południka (kierunku umownego) do podłużnej osi statku powietrznego, zgodnie z ruchem wskazówek zegara, od 0° do 360° (rys. 3.7).

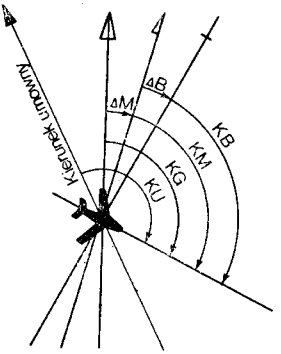
Kursem geograficznym KG nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego i podłużną osią statku powietrznego.

Kursem magnetycznym KM nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego i podłużną osią statku powietrznego.

Kursem busoli KB nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka busoli i podłużną osią statku powietrznego.

Kursem umownym KU nazywa się kąt zawarty między wybra-

nym kierunkiem umownym (np. wyznaczonym za pomocą giroskopu) i podłużną osią statku powietrznego.
Kurs statku powietrznego określa się i utrzymuje najczęściej za pomocą busoli magnetycznej.



Rys. 3.7 Kursy statku powietrznego

W praktyce nawigacyjnej często jest konieczne przechodzenie od wskazań busoli do kursu geograficznego i odwrotnie, czyli ściślej mówiąc, przeliczanie kursów. Kursy można przeliczać analitycznie (według wzorów), pamięciowo i graficznie.

3.2.2 MATEMATYCZNE I PAMIĘCIOWE PRZELICZANIE KURSÓW

Kursy przelicza się według następujących wzorów:

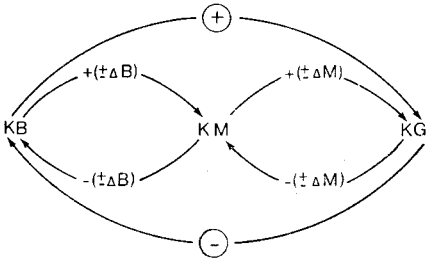
$$KM = KB + (\pm \Delta B)$$
$$KG = KM + (\pm \Delta M)$$
$$KG = KB + (\pm \Delta B) + (\pm \Delta M)$$
$$KM = KB - (\pm \Delta M)$$
$$KB = KM - (\pm \Delta B)$$
$$KB = KG - (\pm \Delta M) - (\pm \Delta B)$$

Przy rozwiązywaniu zadań można, znając wartości kursów, obliczać dewiację busoli i deklinację magnetyczną, według wzorów:

$$\pm \Delta B = KM - KB$$
$$\pm \Delta M = KG - KM$$

Przy pamięciowym przeliczaniu kursów można kierować się między innymi następującymi zasadami:

— jeżeli przechodzimy od kursu busoli (magnetycznego) do kursu geograficznego, poprawki (poprawkę) dodajemy algebraicznie, tj. nie zmieniamy znaku (rys. 3.8).



Rys. 3.8. Przeliczanie kursów

— jeżeli przechodzimy od kursu geograficznego (magnetycznego) do kursu busoli, poprawki (poprawkę) odejmujemy algebraicznie, tj. dodajemy ze znakiem przeciwnym (rys. 3.8).

Przykład

Obliczyć *KM* i *KG*.
Dane: $KB=230$; $\Delta B=-4°$; $\Delta M=+8°$.

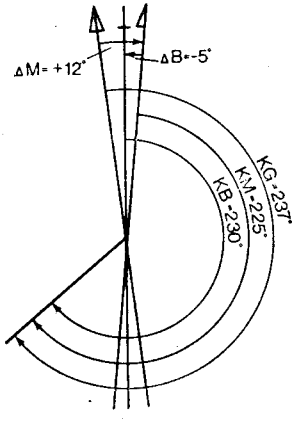
Rozwiązanie
$KM=KB+(\pm\Delta B)$
$KM=230+(-4)=226°$
$KG=KM+(\pm\Delta M)$
$KG=226+(+8)=334°$

3.2.3
PRZELICZANIE KURSÓW METODĄ GRAFICZNĄ

Przy przeliczaniu kursów metodą graficzną na arkuszu papieru wykreśla się kierunek południka tego kursu, który został podany i z kolei rysuje się kierunek osi podłużnej statku powietrznego (według wartości danego kursu). Następnie wykreśla się pozostałe południki z uwzględnieniem znaków dewiacji i deklinacji magnetycznej. Wartości szukanych kursów mierzy się na rysunku za pomocą kątomierza.

Przykład

Obliczyć metodą graficzną *KG* i *KM*.
Dane: $KB=230°$; $\Delta B=-5°$; $\Delta M=+12°$.
Rozwiązanie: przedstawiono na rysunku 3.9 ($KM=225°$; $KG=237°$).



Rys. 3.9. Przeliczanie kursów metodą graficzną (rozwiązanie przykładu z podrozdz. 3.2.3)

3.3

BUSOLA MAGNETYCZNA

Busola magnetyczna służy do określania i utrzymywania kursu statku powietrznego.

W busoli magnetycznej wykorzystuje się właściwość igły magnetycznej ustawiania się w płaszczyźnie południka magnetycznego.

We współczesnych busolach zadania igły magnetycznej spełnia zespół magnetyczny, zwany różą busoli.

Należy podkreślić na wstępie, że busola magnetyczna wskazuje kurs statku powietrznego z dokładnością niezbędną do celów nawigacji, wyłącznie podczas prostoliniowego lotu poziomego (tzn. lotu bez przechyleń, pochyleń i przyspieszeń).

Busole magnetyczne dzielą się najogólniej na busole o bezpośrednich wskazaniach, zwane również busolami bezpośrednimi lub zwykłymi i busole odległościowe.

Busolami o bezpośrednich wskazaniach nazywa się busole, w których magnetyczny układ pomiarowy połączony jest bezpośrednio z układem odczytu (element pomiarowy jest umieszczony bezpośrednio w korpusie wskaźnika zabudowanego na tablicy przyrządów).

Busolami odległościowymi nazywa się busole, w których magnetyczny układ pomiarowy (nadajnik) jest umieszczony w tym miejscu statku powietrznego, w którym występują najmniejsze

zakłócenia od obcych pól magnetycznych, a wskaźnik, połączony z nadajnikiem za pomocą zdalnego przekaźnika, zabudowany jest na tablicy przyrządów.

Rozróżnia się również busole pilota i busole nawigatora. Busole nawigatora zapewniają większą dokładność odczytu kursu.

3.4

POLA MAGNETYCZNE DZIAŁAJĄCE NA BUSOLĘ MAGNETYCZNĄ UMIESZCZONĄ NA STATKU POWIETRZNYM

3.4.1
WSTĘP

Na czuły element magnetyczny busoli umieszczonej na statku powietrznym działają, oprócz pola magnetyczngo Ziemi, następujące pola magnetyczne:

— stałe pole magnetyczne statku powietrznego;
— zmienne pole magnetyczne statku powietrznego;
— pole elektromagnetyczne, wytwarzane przez pracujące urządzenia elektryczne statku powietrznego.

3.4.2
STAŁE POLE MAGNETYCZNE STATKU POWIETRZNEGO

Stałe pole magnetyczne statku powietrznego jest wytwarzane przez znajdujące się na statku żelazo twarde. Żelazem twardym nazywa się takie ferromagnetyczne masy statku powietrznego, które powoli namagnesowują się i powoli rozmagnesowują się. Do nich zalicza się części stalowe statku powietrznego. Żelazo twarde rozpatruje się jako magnes stały.

Stałe pole magnetyczne statku powietrznego zachowuje stałą wartość i kierunek względem podłużnej osi statku powietrznego na każdym kursie, powodując dewiację półokrężną (patrz p. 3.5.5).

3.4.3
ZMIENNE POLE MAGNETYCZNE STATKU POWIETRZNEGO

Zmienne pole magnetyczne statku powietrznego jest wytwarzane przez znajdujące się na statku żelazo miękkie. Żelazem miękkim

nazywa się takie masy ferromagnetyczne statku powietrznego, które łatwo namagnesowują się — a po przerwaniu działania źródła magnesującego — szybko rozmagnesowują się. Masy te przemagnesowują się w polu magnetycznym Ziemi przy zmianie kursu.

Zmienne pole magnetyczne statku powietrznego zmienia swoją wartość i kierunek względem podłużnej osi statku w zależności od kursu, powodując dewiację ćwierćokrężną (patrz p. 3.5.6.).

Części z żelaza miękkiego są zwykle tak rozmieszczone na statku powietrznym, że swoim działaniem powodują oprócz dewiacji ćwierćokrężnej, dewiację stałą, tj. taką dewiację, która zachowuje stałą wartość i stały znak na dowolnym kursie. Wyjaśnić to można następująco. Części z żelaza miękkiego, rozmieszczone okrężnie w stosunku do busoli i namagnesowane polem magnetycznym Ziemi, mogą wytwarzać takie wypadkowe pole magnetyczne, które nie będzie zmieniało swej wartości i kierunku w wyniku zmiany kursu lub inaczej mówiąc, będzie zachowywało stałą biegunowość. Stała składowa pozioma tego pola prostopadła do południka magnetycznego, oddziałując dewiująco na różę busoli, powoduje dewiację stałą. Dewiację stałą określa się i usuwa razem z błędem pozycyjnym busoli, przez odpowiedni obrót korpusu busoli.

3.4.4
POLE ELEKTROMAGNETYCZNE WYTWARZANE PRZEZ PRACUJĄCE URZĄDZENIA ELEKTRYCZNE STATKU POWIETRZNEGO

Pole elektromagnetyczne prądu zmiennego nie wpływa na wskazania busoli magnetycznej umieszczonej na statku powietrznym. Natomiast pole magnetyczne pola elektromagnetycznego, powstającego wokół przewodników i różnych odbiorników prądu stałego, ma takie same właściwości jak pole magnetyczne wytwarzane przez żelazo twarde (magnesy stałe), ponieważ przy określonym natężeniu i kierunku prądu stałego zachowuje stałą wartość i orientację względem statku, niezależnie od jego kursu.

Dewiację powodowaną przez pole elektromagnetyczne rozpatruje się i kompensuje razem z dewiacją powodowaną przez żelazo twarde.

3.5

BŁĘDY BUSOLI MAGNETYCZNEJ

3.5.1
WSTĘP

Zwykła busola magnetyczna może mieć następujące podstawowe błędy:

— zastój róży busoli,
— pociąganie cieczą róży busoli,
— błąd pozycyjny (montażowy),
— dewiację (półokrężną, ćwierćokrężną, stałą, pochyleniową, przechyleniową),
— błąd północny busoli.

3.5.2
ZASTÓJ RÓŻY BUSOLI

Zastojem róży busoli nazywa się kąt, o jaki nie wraca do swojego pierwotnego położenia róża busoli odchylona od południka magnetycznego (busoli) o mały kąt. Zastój jest powodowany zużyciem (niesprawnością) igły, na której jest oparta róża busoli lub zużyciem (niesprawnością) łożyska, na którym oparta jest igła. Należy mieć również na uwadze, że zbyt duży zastój może wynikać z małej wartości składowej poziomej pola magnetycznego Ziemi na dużych szerokościach geograficznych.

Zastój róży busoli sprawdza się przed kompensacją busoli. Busolę uważa się za niesprawną, gdy zastój przekracza dopuszczalną dla danej busoli tolerancję.

3.5.3
POCIĄGANIE CIECZĄ RÓŻY BUSOLI

Pociąganie (obracanie) róży busoli przez ciecz występuje w czasie zakrętów w wyniku bezwładności cieczy. Po zakończeniu zakrętu ciecz wypełniająca busolę przez pewien czas obraca się dalej, pociągając za sobą różę busoli, co opóźnia jej powrót do południka magnetycznego. Czas uspokojenia róży busoli przy silnym pociąganiu może dochodzić do 2 min.

3.5.4
BŁĄD POZYCYJNY (MONTAŻOWY)

Po zamontowaniu busoli na statku powietrznym zdarza się, że płaszczyzna symetrii busoli nie leży w osi podłużnej tego statku lub nie jest do niej równoległa. W takim przypadku wskazania busoli będą obarczone błędem równym odchyleniu kątowemu kreski kursowej busoli od osi symetrii statku powietrznego. Błąd ten nazywa się błędem pozycyjnym (montażowym).

Błąd pozycyjny wykrywa się w czasie kompensacji dewiacji busoli i usuwa się go razem z dewiacją stałą przez odpowiedni obrót (w lewo lub w prawo) obudowy busoli o wartość tego błędu.

3.5.5
DEWIACJA PÓŁOKRĘŻNA

Dewiacja półokrężna ma następujące właściwości:

— przy zmianie kursu o 360° dwukrotnie osiąga maksymalne wartości i dwukrotnie jest równa zeru (rys. 3.10),

— na kursach przeciwnych równa jest co do wartości, lecz przeciwna co do znaku,

— stanowi główną część ogólnej dewiacji busoli i można ją skompensować całkowicie za pomocą stałych magnesów urządzenia dewiacyjnego (magnetycznego kompensatora dewiacji) lub kompensatora mechanicznego.

3.5.6
DEWIACJA ĆWIERĆOKRĘŻNA

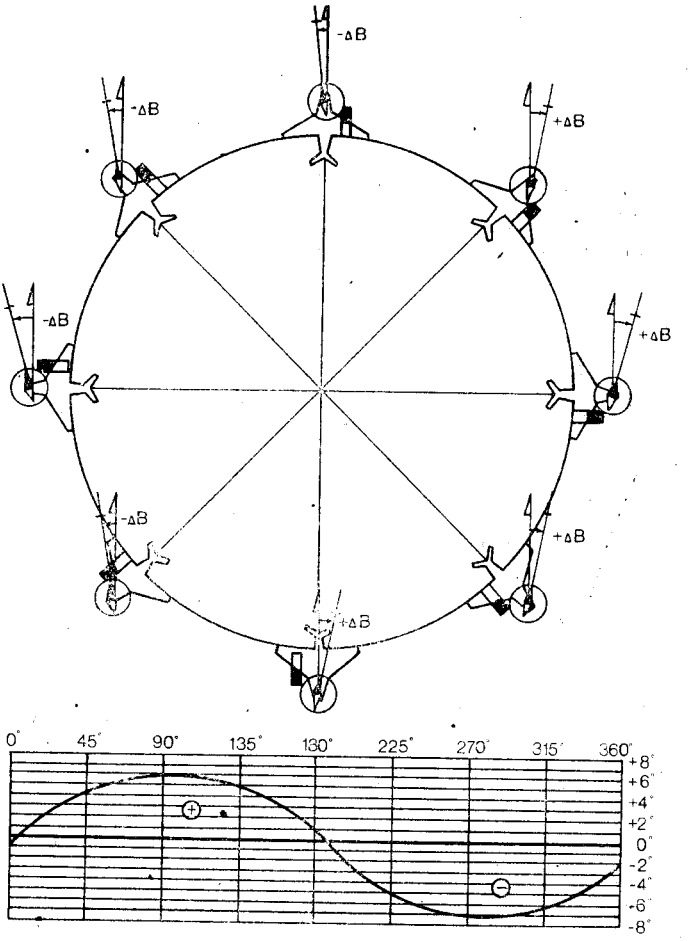
Dewiacja ćwierćokrężna ma następujące właściwości:

— przy zmianie kursu o 360°, czterokrotnie osiąga maksymalną wartość i cztery razy jest równa zeru (rys. 3.11),

— na kursach przeciwnych równa jest co do wartości i znaku,

— na współczesnych statkach powietrznych stanowi nieznaczną część ogólnej dewiacji busoli.

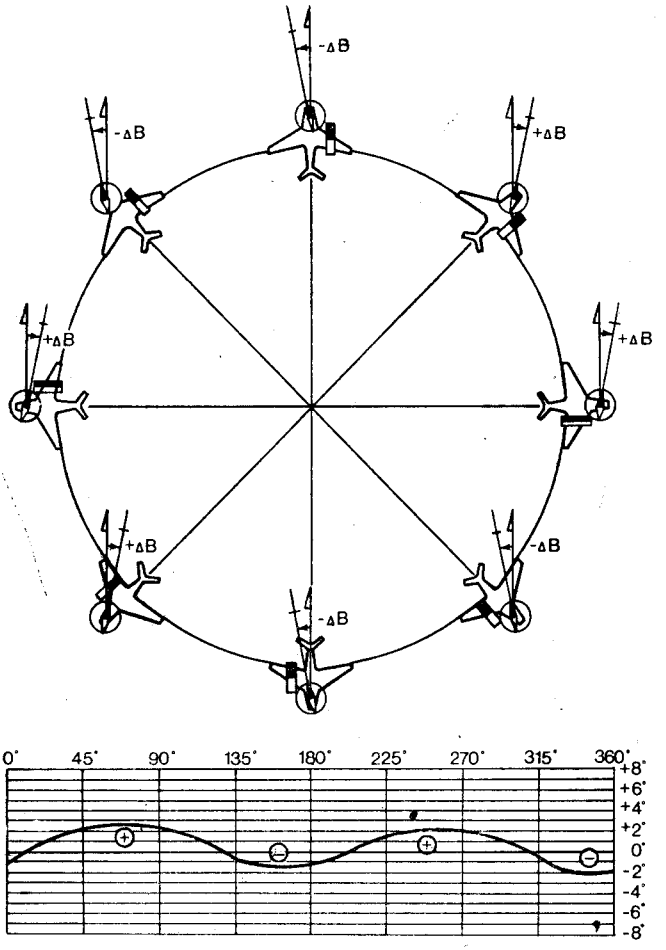
Dewiacji ćwierćokrężnej, ze względu na jej charakter, nie można skompensować za pomocą stałych magnesów. W niektórych współcześnie stosowanych busolach dewiację tę kompensuje się za pomocą mechanicznego kompensatora.



Rys. 3.10. Dewiacja półokrężna

3.5.7
DEWIACJA STAŁA

Dewiacją stałą nazywa się dewiację, która zachowuje stałą wartość, niezależną od kursu statku powietrznego (stąd jej nazwa). Dewiację tę określa się i usuwa razem z błędem pozycyjnym przez odpowiedni obrót korpusu busoli.



Rys. 3.11. Dewiacja ćwierćokrężna

3.5.8

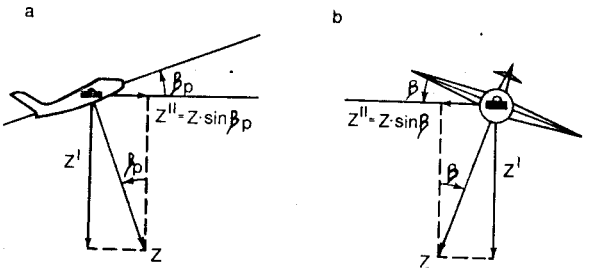
DEWIACJA POCHYLENIOWA I PRZECHYLENIOWA

Podczas pochylenia (przechylenia) statku powietrznego w locie prostoliniowym na różę busoli, zachowującą w wyniku swobodnego zawieszenia położenie poziome, będzie oddziaływać rzut składowej pionowej stałego pola magnetycznego statku powietrznego, powodując powstanie dodatkowej dewiacji. Wartość tego dodat-

kowego błędu zależy od wartości kąta pochylenia (przechylenia) statku powietrznego.

Różnicę wskazań busoli magnetycznej między wskazaniami w położeniu poziomym a wskazaniami podczas pochylenia statku powietrznego nazywa się dewiacją pochyleniową (rys. 3.12*a*).

Różnicę wskazań busoli magnetycznej między wskazaniami w położeniu poziomym i wskazaniami podczas przechylenia statku powietrznego nazywa się dewiacją przechyleniową (rys. 3.12*b*).



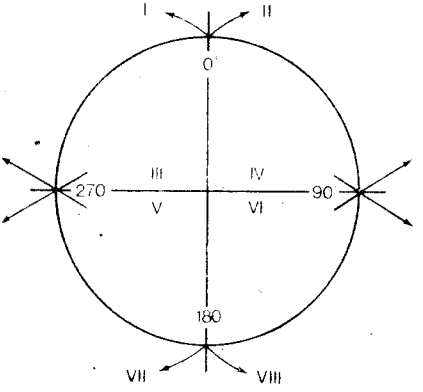
Rys. 3.12. Dewiacja busoli magnetycznej występująca przy pochyleniu (a) i przechyleniu (b) statku powietrznego

Należy podkreślić, że w prawidłowym (skoordynowanym) zakręcie, róża busoli ma taki sam kąt przechylenia, co i statek powietrzny i składowa pionowa pola magnetycznego statku powietrznego nie oddziałuje na wskazania busoli.

Dewiacji pochyleniowej (przechyleniowej) z zasady nie kompensuje się. Zmniejszenie wpływu tej dewiacji na wskazania busoli osiąga się przez umieszczanie nadajników busol w miejscach statku powietrznego, w których składowa pionowa pola magnetycznego tego statku ma najmniejszą wartość.

Praktyczne znaczenie ma wyłącznie dewiacja pochyleniowa i należy mieć ją na uwadze w przypadku posługiwania się zwykłymi busolami magnetycznymi, podczas długotrwałego wznoszenia się i zniżania statku powietrznego. Dewiacja pochyleniowa osiąga maksymalne wartości na kursach 90° i 270° oraz zerowe na kursach 0° i 180° (odwrotnie niż dewiacja przechyleniowa). Zasady uwzględniania dewiacji pochyleniowej (przechyleniowej) zilustrowano na rysunku 3.13.

Wartość liczbową dewiacji pochyleniowej oblicza się mnożąc



Rys. 3.13. Zasady uwzględniania dewiacji busoli magnetycznej występujących przy przechyleniu i pochyleniu statku powietrznego

I — lewe przechylenie — kurs zmniejsza się, *II* — prawe przechylenie — kurs zwiększa się, *III* — wznoszenie — kurs zwiększa się, *IV* — wznoszenie — kurs zmniejsza się, *V* — zniżanie — kurs zmniejsza się, *VI* — zniżanie — kurs zwiększa się, *VII* — prawe przechylenie — kurs zmniejsza się, *VIII* — lewe przechylenie — kurs zwiększa się

współczynnik tej dewiacji ψ przez liczbę stopni kąta pochylenia statku powietrznego i przez sin *KB*.

Współczynnik ψ określa się doświadczalnie na ziemi drogą odczytu i porównania wskazań busoli w poziomym i pochylonym położeniu statku powietrznego na kursie magnetycznym 90°:

$$\psi = \frac{KB - KB_{\beta p}}{\beta_p}$$

gdzie:

β_p — kąt pochylenia,

KB — kurs busoli w poziomym położeniu statku powietrznego,

$KB_{\beta p}$ — kurs busoli w pochylonym położeniu statku powietrznego.

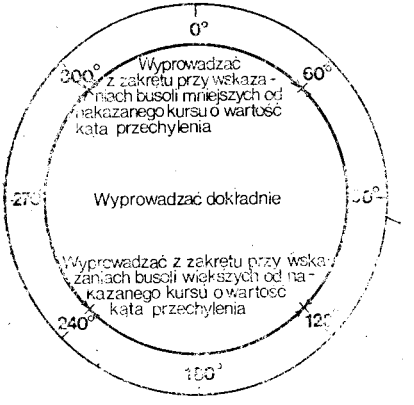
Znając ten współczynnik dla danego statku powietrznego, można sporządzić wykres dewiacji pochyleniowej (w granicach 0°—360°) dla różnych kątów pochylenia i szerokości magnetycznej.

3.5.9
BŁĄD PÓŁNOCNY BUSOLI

Błąd ten, zwany również przez niektórych autorów błędem zakrętu północnego busoli, błędem obrotu północnego lub dewiacją zakrętową, występuje w przypadku posługiwania się busolą z ru-

chomym układem pomiarowym, w czasie wykonywania przez statek powietrzny prawidłowego (skoordynowanego) zakrętu.

Istota tego błędu polega na tym, że podczas wykonywania skoordynowanego zakrętu róża busoli ma taki sam kąt przechylenia, co i statek powietrzny i w związku z tym zostaje poddana dodatkowemu oddziaływaniu pionowej składowej pola magnetycznego Ziemi. W wyniku tego róża busoli obraca się, zmieniając położenie o kąt zależny od kursu, inklinacji magnetycznej oraz kąta przechylenia statku powietrznego. Zmiana wskazań bywa tak znaczna, że przy przekroczeniu tzw. krytycznego kąta przechylenia, równego dopełnieniu inklinacji do 90°, uniemożliwia posługiwanie się busolą dla określania wartości kąta zakrętu i wyprowadzenia statku na nowy kurs. Zależnie od względnej prędkości obrotu róży busoli i statku powietrznego busola może wskazywać kąt zakrętu mniejszy od rzeczywistego, w ogóle nie wskazywać zmiany kursu, a nawet wskazywać zakręt w kierunku przeciwnym. Zjawisko to występuje głównie podczas zakrętów na kursach północnych i południowych (na kursach 90° i 270° błąd ten nie występuje). Pod wpływem składowej pionowej pola magnetycznego Ziemi róża busoli obraca się zawsze w kierunku bieguna północnego (w półkuli północnej), stąd nazwa błędu. Wartość tego błędu osiąga 2° na 1° przechylenia statku powietrznego. Zasady uwzględniania tego błędu przy posługiwaniu się busolami magnetycznymi z ruchomym układem pomiarowym przedstawiono na rysunku 3.14.



Rys. 3.14. Zasady uwzględniania błędu północnego busoli

3.6

KOMPENSACJA DEWIACJI (PRACE DEWIACYJNE)

Czynności kompensacyjne (prace dewiacyjne) w przypadku busoli magnetycznej nie wyposażonej w mechaniczny kompensator dewiacji sprowadzają się do:

— kompensacji dewiacji półokrężnej,

— określenia i usunięcia błędu pozycyjnego busoli i dewiacji stałej,

— zarejestrowania dewiacji pozostałej (końcowej) i sporządzenia wykresu lub tabelki dewiacji.

Dewiację busoli określa się przez porównanie wskazań busoli ze znanym kursem magnetycznym statku powietrznego. Porównanie to przeprowadza się zazwyczaj, w przypadku zwykłych busol magnetycznych, na ośmiu kierunkach magnetycznych.

Na ziemi żądany kurs magnetyczny statku powietrznego ustala się za pomocą platformy kompensacyjnej lub namiernika dewiacyjnego.

W większości przypadków współczesne busole lotnicze są busolami odległościowymi, wyposażonymi w mechaniczne kompensatory dewiacji (niektóre nowsze typy odległościowych busol żyroskopowo-magnetycznych, odległościowe busole żyroskopowo-indukcyjne).

W przypadku tego typu busol prace dewiacyjne sprowadzają się do określenia i skompensowania łącznej dewiacji na 24 kursach magnetycznych.

Szczegółowy zakres prac dewiacyjnych zależy od typu busoli i typu statku powietrznego. Prace te wykonuje się zgodnie z odpowiednimi instrukcjami.

3.7

SPOSOBY ELIMINOWANIA BŁĘDÓW BUSOL MAGNETYCZNYCH

Błędy, właściwe bezpośrednim (zwykłym) busolom magnetycznym, zmusiły konstruktorów przyrządów lotniczych do szukania nowych rozwiązań przyrządów wskazujących kurs, które eliminowałyby lub zmniejszały błędy tych busol.

Pierwszym w tym kierunku krokiem było opracowanie odległościowych busol magnetycznych. W busolach tych magnetyczny

układ pomiarowy (nadajnik) kursu został zamontowany za pomocą zawieszenia Cardana w miejscu, gdzie występuje najmniejsze i w głównej mierze stałe pole magnetyczne statku powietrznego (np. w końcach skrzydeł), a wskaźnik połączony przekaźnikiem potencjometrycznym z nadajnikiem — w kabinie, w dogodnym do obserwacji przez załogę miejscu. W ten sposób znacznie zmniejszono dewiację busoli oraz zapewniono personelowi latającemu dogodne odczytywanie i utrzymywanie kursów. Jednak i busole odległościowe z ruchomym układem magnetycznym nie wyeliminowały pociągania cieczą, zastoju róży busoli, dewiacji pochyleniowej i przechyleniowej oraz błędu północnego busoli. Stabilność wskazań tych busol była również stosunkowo mała.

Następnym krokiem było skonstruowanie odległościowych busol indukcyjnych, w których jako element pomiarowy zastosowano nieruchomy magnetyczny układ indukcyjny, a pole magnetyczne Ziemi wykorzystano jako pole indukujące. Kierunek i wartość namagnesowania tego elementu zależał od kursu statku powietrznego, tj. od położenia tego elementu w stosunku do linii sił pola magnetycznego Ziemi. Busole takie wyeliminowały pociąganie cieczą i zastój róży busoli, dewiację pochyleniową i przechyleniową oraz błąd północny busoli.

Kolejną próbą zwiększenia dokładności i niezawodności pracy busol było opracowanie żyroskopowych odległościowych busol magnetycznych i żyroskopowych odległościowych busol indukcyjnych. Zastosowanie żyroskopów w tych przyrządach umożliwiło ponadto korzystanie z takich busol podczas zakrętów statku powietrznego oraz zapewniło stateczność wskazań kursów w różnych warunkach lotu.

Ponadto w wielu busolach zastosowano urządzenia do mechanicznej kompensacji dewiacji końcowej. Urządzenie to stanowi taśmę (krzywkę) regulacyjną w kształcie pierścienia, która po regulacji wywołuje, za pośrednictwem przekładni, dodatkowy obrót wskazówki o kąt równy tej dewiacji.

Aktualnie, największą dokładność i niezawodność pomiaru kursu statku powietrznego osiąga się dzięki zastosowaniu tzw. kompleksowych przyrządów kursowych (systemów kursowych), w skład których wchodzą jednocześnie nadajniki magnetyczne, żyroskopowe i astronomiczne.

4

WYSOKOŚĆ LOTU I WYSOKOŚCIOMIERZ

4.1

WYSOKOŚĆ LOTU — UKŁADY ODNIESIENIA

Wysokość lotu *H* jest to pionowa odległość statku powietrznego od dowolnego poziomu przyjętego umownie za początek pomiaru (zero wysokości).

Wysokość lotu przyjęto mierzyć w dwóch niezależnych od siebie układach odniesienia: ziemskim i atmosferycznym.

W układzie ziemskim odnosi się ją do powierzchni ziemi, a w układzie atmosferycznym — do otaczającego statek powietrzny powietrza.

Wysokości mierzone w układzie ziemskim noszą nazwę wysokości geometrycznych (są to rzeczywiste pionowe odległości statku od przyjętego poziomu powierzchni ziemi), a w układzie atmosferycznym — wysokości barometrycznych, związanych z pionowym rozkładem ciśnienia i temperatury powietrza otaczającego Ziemię.

Jako poziom odniesienia (zero wysokości) w układzie ziemskim przyjmuje się średni poziom morza (MSL — *Mean Sea Level*), poziom (wzniesienie) lotniska lub poziom przelatywanego terenu (AL — *Airfield Level*; GL — *Ground Level*), a w układzie atmosferycznym — powierzchnię izobaryczną odpowiadającą aktualnemu ciśnieniu atmosferycznemu na średnim poziomie morza lub aktualnemu ciśnieniu lotniska zredukowanemu do ciśnienia na średnim poziomie morza (QNH — *Actual Setting on MSL*), aktu-

alnemu ciśnieniu atmosferycznemu na poziomie lotniska (QFE — *Actual Setting on Airfield Elevation*) lub innego punktu na powierzchni ziemi, standardowemu ciśnieniu atmosferycznemu (QNE lub STD — *Standard Setting*), wynoszącemu 1013,25 hPa (760 mm Hg; 29,92 cali Hg).

Wysokość lotu wyraża się w metrach lub stopach.

4.2

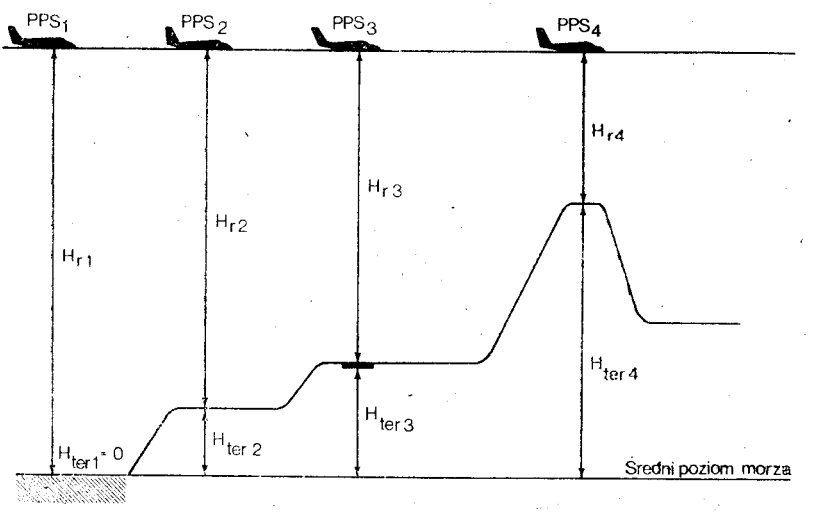
GEOMETRYCZNE WYSOKOŚCI LOTU

W przypadku przyjęcia za początek pomiaru poziomu powierzchni ziemi rozróżnia się następujące, geometryczne rodzaje wysokości lotu: wysokość rzeczywistą, wysokość względną i wysokość bezwzględną.

Rzeczywistą wysokością lotu H_r nazywa się wysokość lotu mierzoną od poziomu terenu, nad którym statek powietrzny przelatuje w danej chwili (rys. 4.1).

Poziom terenu jest określany wysokością terenu H_{ter} względem średniego poziomu morza (rys. 4.1). Wysokość tę określa się na podstawie mapy.

Do bezpośredniego pomiaru rzeczywistej wysokości lotu stosuje

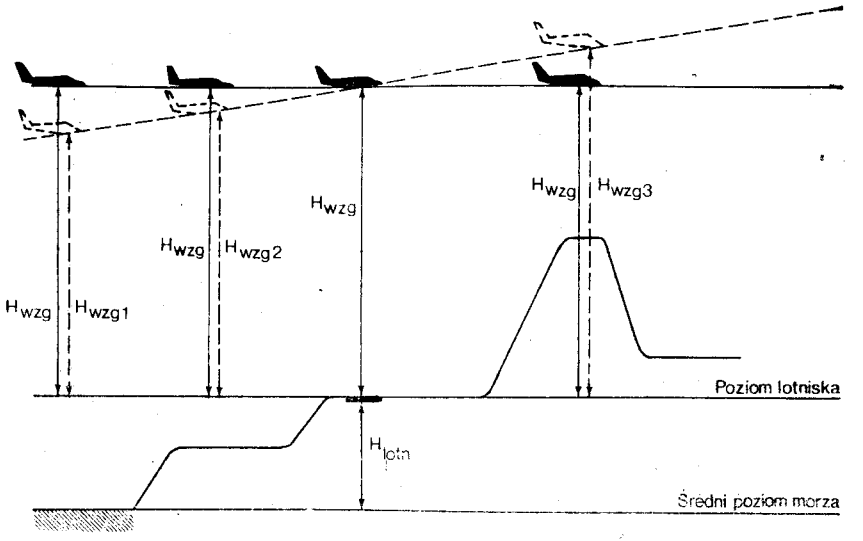


Rys. 4.1. Rzeczywista wysokość lotu

się radiowysokościomierze. Wysokość tę można również określić podczas lotu za pomocą celownika (wizjera) według czasu zmiany kąta pionowego obiektu (kątowy sposób pomiaru H_r).

Względną wysokością lotu H_{wzg} nazywa się wysokość lotu mierzoną od poziomu lotniska startu (lądowania). Na rysunku 4.2 pokazano względne wysokości lotu podczas lotu poziomego (linie ciągłe) i podczas wznoszenia (linie przerywane).

Poziom (wzniesienie) lotniska jest określany wysokością lotniska H_{lotn} względem średniego poziomu morza (rys. 4.2). Za poziom



Rys. 4.2. Względna wysokość lotu

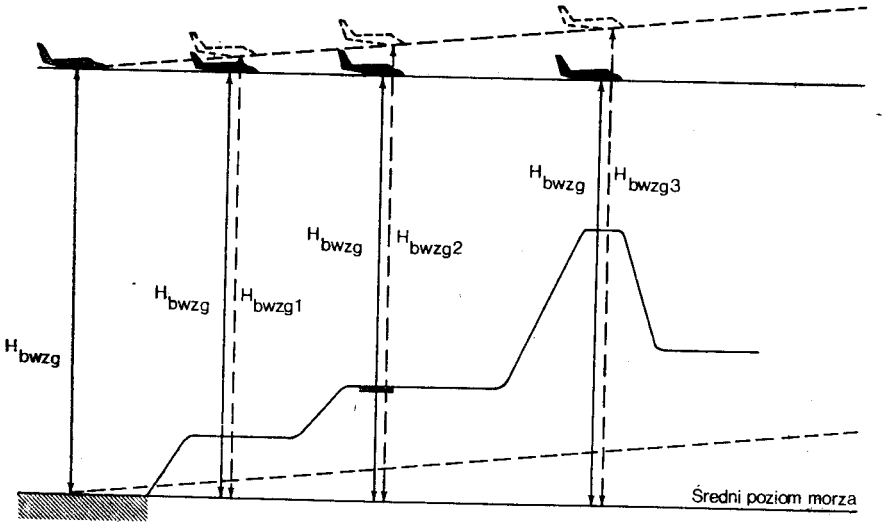
(wzniesienie) lotniska przyjmuje się poziom progu drogi startowej lub najwyższego punktu pola wzlotów. Wysokość tę odczytuje się z mapy bądź też, w odniesieniu do lotnisk cywilnych, ze Zbioru Informacji Lotniczych.

Różnicę algebraiczną między wysokością terenu i wysokością lotniska startu, lądowania lub innego punktu na trasie nazywa się poprawką terenową ΔH_{ter} (rys. 4.4).

$$\pm \Delta H_{ter} = H_{ter} - H_{lotn}$$

Jeżeli teren jest położony wyżej niż lotnisko, poprawka jest dodatnia, jeżeli niżej — ujemna.

Bezwzględną wysokością lotu H_{bwzg} nazywa się wysokość lotu mierzoną od średniego poziomu morza. Na rysunku 4.3 pokazano bezwzględne wysokości lotu podczas lotu poziomego (linie ciągłe) i podczas wznoszenia (linie przerywane).



Rys. 4.3. Bezwzględna wysokość lotu

Zamiast wyrażeń: rzeczywista wysokość lotu, bezwzględna wysokość lotu, względna wysokość lotu, używa się najczęściej wyrażeń: wysokość rzeczywista, wysokość względna, wysokość bezwzględna.

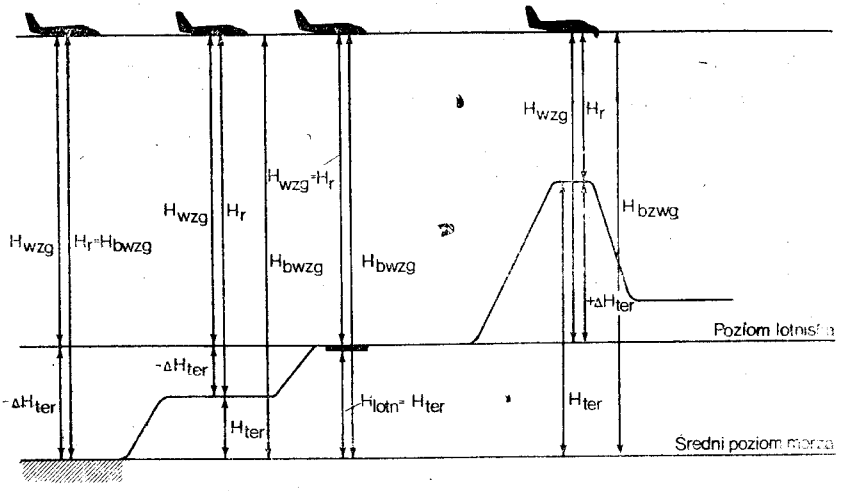
Zależności między tymi wysokościami (rys. 4.4) określają następujące wzory:

$$H_r = H_{bwzg} - (\pm H_{ter})$$
$$H_r = H_{wzg} - (\pm \Delta H_{ter})$$
$$H_{wzg} = H_{bwzg} - (\pm H_{lotn})$$
$$H_{wzg} = H_r + (\pm \Delta H_{ter})$$
$$H_{bwzg} = H_r + (\pm H_{ter})$$
$$H_{bwzg} = H_{wzg} + (\pm H_{lotn})$$

Przykład

Obliczyć H_r.

Dane: $H_{bwzg} = 2000$ m; $H_{ter} = +350$ m.



Rys. 4.4. Rzeczywista, względna i bezwzględna wysokość lotu

Rozwiązanie

$H_r = H_{bwzg} - (\pm H_{ter})$

$H_r = 2000 - (+350) = 1650$ m

Przykład

Obliczyć H_r.

Dane: $H_{wzg} = 1850$ m; $\Delta H_{ter} = +200$ m.

Rozwiązanie

$H_r = H_{wzg} - (\pm \Delta H_{ter})$

$H_r = 1850 - (+200) = 1650$ m

Przykład

Obliczyć H_{wzg}.

Dane: $H_{bwzg} = 2000$ m; $H_{lotn} = +150$ m.

Rozwiązanie

$H_{wzg} = H_{bwzg} - (\pm H_{lotn})$

$H_{wzg} = 2000 - (+150) = 1850$ m

Przykład

Obliczyć ΔH_{ter} i H_{wzg}.

Dane: $H_{ter} = 350$ m; $H_{lotn} = 200$ m; $H_r = 1650$ m.

Rozwiązanie

$\Delta H_{ter} = H_{ter} - H_{lotn}$

$\Delta H_{ter} = 350 - 200 = +150$ m
$H_{wzg} = H_r + (\pm \Delta H_{ter})$
$H_{wzg} = 1650 + 150 = 1800$ m

Przykład

Obliczyć H_{bwzg}.
Dane: $H_r = 1650$ m; $H_{ter} = +350$ m.
Rozwiązanie
$H_{bwzg} = H_r + (\pm H_{ter})$
$H_{bwzg} = 1650 + 350 = 2000$ m

Przykład

Obliczyć H_{bwzg}.
Dane: $H_{wzg} = 1850$ m; $H_{lotn} = +150$ m
Rozwiązanie
$H_{bwzg} = H_{wzg} + (\pm H_{lotn})$
$H_{bwzg} = 1850 + 150 = 2000$ m

4.3

WYSOKOŚCI BAROMETRYCZNE

Główną metodą stosowaną do pomiaru wysokości lotu jest metoda barometryczna, umożliwiająca określanie i utrzymanie stałej wysokości lotu względem wybranej powierzchni izobarycznej (powierzchni jednakowego ciśnienia atmosferycznego).
Barometryczna metoda pomiaru wysokości jest oparta na zasadzie pomiaru ciśnienia atmosferycznego (statycznego), zmieniającego się z określoną prawidłowością ze wzrostem wysokości lotu.
Prawidłowość tę określa wzór Laplace'a:

$$H = 18\,400\left(1 + \frac{t_{śr}}{273{,}15}\right)\lg\frac{P_Z}{P_H}$$

gdzie:

18 400 — stała barometryczna,
273,15 — temperatura, w K,
H — wysokość lotu, w m,
$t_{śr}$ — średnia temperatura warstwy powietrza, w °C,

P_Z — ciśnienie atmosferyczne przy powierzchni ziemi, w hPa lub mm Hg,

P_H — ciśnienie atmosferyczne na wysokości lotu, w hPa lub mm Hg.

Wartości ciśnienia atmosferycznego przeliczonego z mm Hg na ciśnienie wyrażone w hPa i odwrotnie podano w załącznikach 1 i 2.

Zależność zmian ciśnienia atmosferycznego od zmian wysokości lotu charakteryzuje również stopień baryczny h. Stopień baryczny (zwany również stopniem barometrycznym) jest różnicą wysokości odpowiadającą zmianie ciśnienia o jednostkę ciśnienia (1 hPa lub 1 mm Hg). Stopień baryczny na różnych wysokościach jest różny i ze wzrostem wysokości zwiększa się.

Wartość stopnia barycznego zależy od temperatury i ciśnienia atmosferycznego. Zależność tę wyraża wzór:

$$h = \frac{8000\,(1+\alpha\, t_H)}{P_H}$$

w którym:

h — stopień baryczny w m,

t_H — temperatura powietrza na wysokości, dla której określa się stopień baryczny w °C,

α — współczynnik rozszerzalności objętościowej powietrza, wynoszący $0{,}00366 \approx \frac{1}{273{,}15}$,

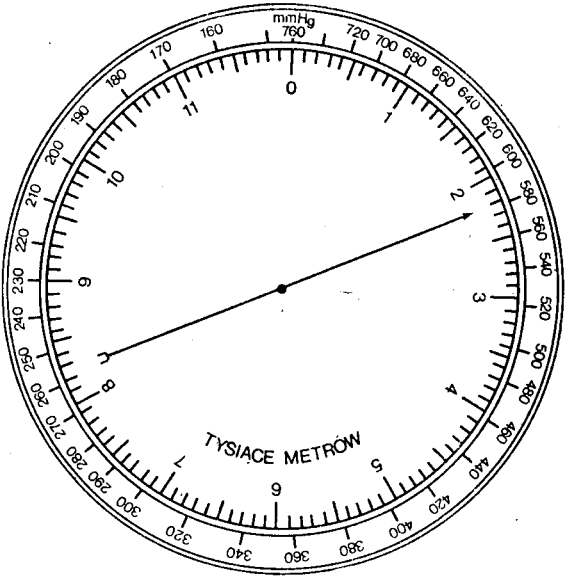
P_H — ciśnienie atmosferyczne na wysokości w mm Hg,

8000 — wysokość jednorodnej atmosfery izotermicznej.

Praktycznie, jako wartość stopnia barycznego do wysokości 500 m, przyjmuje się 8,25 m na 1 hPa lub 11 m na 1 mm Hg, a na wysokości 20 000 m stopień baryczny wynosi 116,25 m/hPa lub 155 m/mm Hg.

Przyrząd lotniczy umożliwiający pomiar wysokości lotu omówioną metodą nosi nazwę wysokościomierza barometrycznego.

Wysokościomierz barometryczny jest w swej istocie barometrem, wyposażonym nie w podziałkę ciśnienia atmosferycznego, lecz w odpowiadającą jej równomierną podziałkę wysokości (rys. 4.5). Wysokościomierz barometryczny jest wyposażony w pokrętło podziałki ciśnienia atmosferycznego i wskazówek, za pomocą które-



Rys. 4.5. Wysokościomierz barometryczny — barometr
Działki równomiernej skali wysokości odpowiadają określonym wartościom skali ciśnienia atmosferycznego według MAW (ISA)

go można nastawić mechanizm wysokościomierza tak, aby przyrząd mierzył wysokość od wybranej powierzchni izobarycznej.

Za podstawę skalowania wysokościomierza barometrycznego przyjęto warunki Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej — MAW (ISA — *International Standard Atmosphere*, zał. 3), tzn. przyjęto, że ciśnienie atmosferyczne na średnim poziomie morza wynosi P_0=760 mm Hg (1013,25 hPa), temperatura powietrza na średnim poziomie morza t_0=+15°C i pionowy gradient temperatury γ=0,0065°/m (γ=6,5°/km, 0,00198°/ft). Ponieważ między wysokością i ciśnieniem istnieje zależność logarytmiczna, równomierna podziałka ciśnienia byłaby nierównomierna dla wysokości i odwrotnie. W celu wyeliminowania tej niedogodności uwzględniono odpowiednio zależność logarytmiczną w mechanizmie przekazującym ruch puszek aneroidowych na wskazówki, dzięki czemu podziałka wysokości jest równomierna i nie odgrywa roli, od jakiego jej punktu rozpoczyna się pomiar wysokości. Dzięki temu może być likwidowany błąd niezgodności początkowego ciśnienia pomiaru i ciśnienia 1013,25 hPa (760 mm Hg).

Z barometryczną metodą pomiaru wysokości lotu wiąże się pojęcie barometrycznej wysokości lotu.

Barometryczną wysokością lotu (H_{bar}) nazywa się wysokość lotu mierzoną od powierzchni izobarycznej o wartości ciśnienia atmosferycznego, na które został nastawiony wysokościomierz barometryczny (jest to wysokość, jaką wskazywałby wysokościomierz barometryczny, którego wskazania nie byłyby obarczone błędem przyrządowym i aerodynamicznym).

Wysokość barometryczna zwana jest również w polskiej literaturze nawigacyjnej wysokością ciśnieniową, tzn. wysokością, której pomiar oparty jest na zależności, jaka istnieje według MAW między wysokością i ciśnieniem atmosferycznym.

Barometryczna wysokość lotu może być mierzona od dowolnej powierzchni izobarycznej przyjętej umownie za zero wysokości, np. odpowiadającej ciśnieniu:

— 1013,25 hPa (760 mm Hg), oznaczonego o kodzie Q skrótem QNE,

— na poziomie lotniska startu lub lądowania, oznaczonego w kodzie Q skrótem QFE,

— na poziomie lotniska startu lub lądowania, zredukowanemu do średniego poziomu morza, oznaczonego w kodzie Q skrótami QNH i QFF,

— minimalnemu na trasie lotu, zredukowanemu do średniego poziomu morza.

W praktyce często jest konieczne redukowanie ciśnienia atmosferycznego na danym poziomie do średniego poziomu morza. Ciśnieniem atmosferycznym zredukowanym do średniego poziomu morza nazywa się takie ciśnienie atmosferyczne, które wskazałby barometr, po przemieszczeniu go pionowo z danego punktu na średni poziom morza.

Ciśnienie atmosferyczne można zredukować do poziomu morza za pomocą dokładnego wzoru, uwzględniającego aktualne wartości ciśnienia i temperatury na poziomie redukowanym (otrzyma się wówczas QFF), ewentualnie za pomocą wzorów przybliżonych opierających się na wartości ciśnienia i temperatury na tym poziomie zgodnie z MAW (otrzyma się wówczas QNH).

Wzór na QFF zakłada, że atmosfera jest izotermiczna między poziomem morza i poziomem redukowanym (stały pionowy gra-

dient temperatury), a wzory na QNH, że atmosfera między poziomem morza i poziomem redukowanym jest izobaryczna (stopień baryczny na poziomie morza i poziomie redukowanym ma jednakową wartość, zgodnie z MAW).

W pierwszym przypadku (QFF) redukcję przeprowadza się według wzoru:

$$\lg P_{zr} = \lg P + 0{,}01484 \frac{\pm H_{ter}}{T}$$

a w drugim (QNH), za pomocą wzorów:

$$P_{zr} = P + (760 - P_{MAW})$$

lub mniej dokładnie:

$$P_{zr} = P + \frac{\pm H_{ter}}{h}$$

gdzie:

P_{zr} — ciśnienie zredukowane do średniego poziomu morza, w mm Hg lub w hPa,

P — ciśnienie redukowane, w mm Hg lub hPa,

H_{ter} — wzniesienie (lotniska, terenu) nad średnim poziomem morza, w m,

h — stopień baryczny według MAW, wynoszący w przybliżeniu 11 m/mm Hg lub 8,25 m/hPa,

T — temperatura powietrza na poziomie redukowanym, w K.

Przykład

Przeprowadzić redukcję ciśnienia na poziomie lotniska do średniego poziomu morza.

Dane: $H_{lotn} = +300$ m; $P_{lotn} = 735$ mm Hg; $tz = +30°C$ ($T = 303{,}15$ K); $h = 11$ m/mm Hg; $P_{lotn\ MAW} = 733{,}35$ mm Hg.

Rozwiązanie 1

$$\lg P_{lotn\ zr} = \lg P_{lotn} + 0{,}01484 \frac{(\pm H_{lotn})}{T}$$

$$\lg P_{lotn\ zr} = \lg 735 + 0{,}01484 \frac{300}{303{,}15} = 2{,}88098$$

$$QFF = P_{lotn\ zr} = 760{,}3 \text{ mm Hg}$$

Rozwiązanie 2

$$P_{\text{lotn zr}} = P_{\text{lotn}} + (760 - P_{\text{lotn MAW}})$$

$$P_{\text{lotn zr}} = 735 + (760 - 733{,}35) = 761{,}65 \text{ mm Hg}$$

$$QNH = P_{\text{lotn zr}} = 761{,}65 \text{ mm Hg}$$

Rozwiązanie 3

$$P_{\text{lotn zr}} = P_{\text{lotn}} + \frac{\pm H_{\text{ter}}}{h}$$

$$P_{\text{lotn zr}} = 735 + \frac{300}{11} = 762{,}27 \text{ mm Hg}$$

Różnica wyników w rozwiązaniach 2 i 3 wynika z zaokrąglenia stopnia barycznego do 11 m/mm Hg; dokładna wartość średniego stopnia barycznego na poziomie lotniska i poziomie morza wynosi: $h = 11{,}2112$ m/mm Hg.

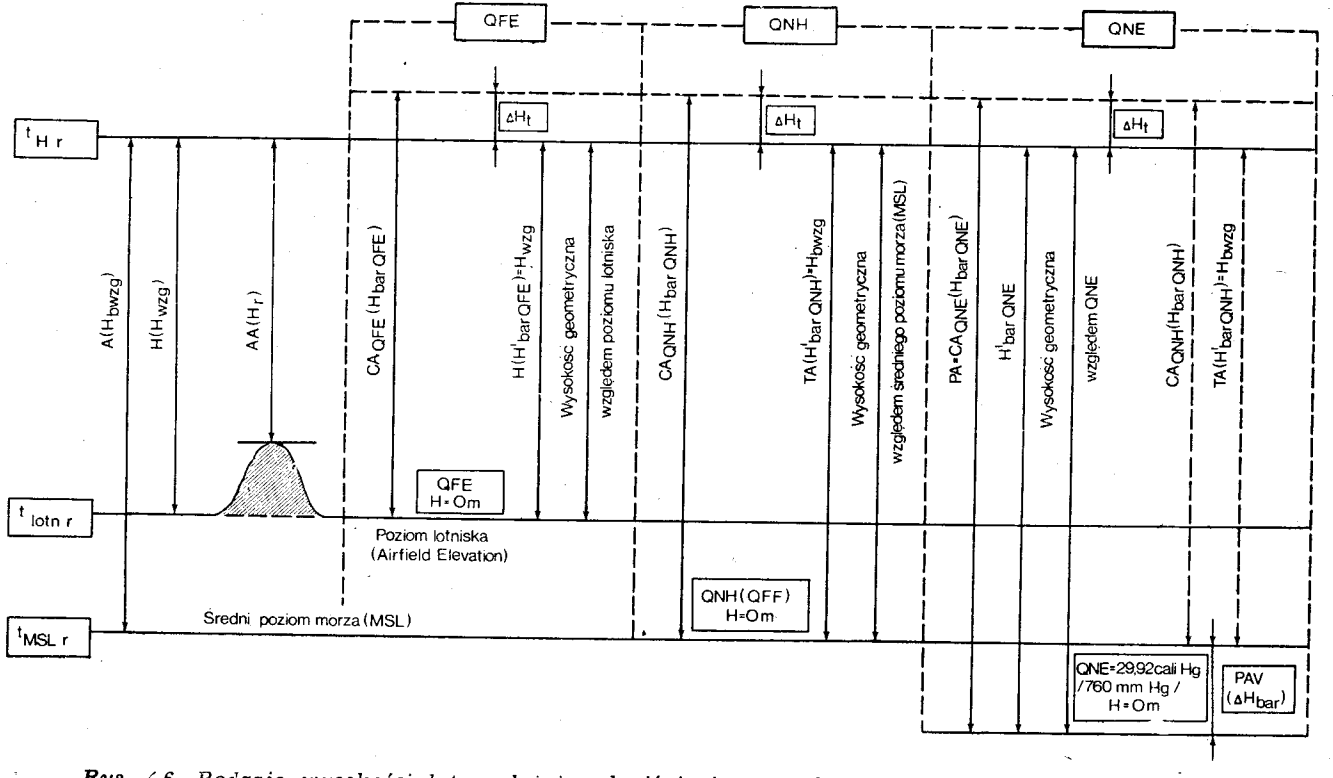
Redukcja ciśnienia atmosferycznego do poziomu morza za pomocą wzoru dla QFF jest stosowana przede wszystkim w meteorologii, podczas opracowywania map topografii barycznej.

Terminologia w zakresie geometrycznych i barometrycznych wysokości lotu stosowana w międzynarodowym lotnictwie cywilnym oraz ich odpowiedniki przyjęte w podręczniku (rys. 4.6):

A (*Altitude*) — H_{bwzg} — wysokość bezwzględna, mierzona od średniego poziomu morza.

H (*Height*) — H_{wzg} — wysokość względna, mierzona od dowolnego stałego poziomu, różnego od średniego poziomu morza, np. poziomu lotniska startu (lądowania).

AA (*Absolute Altitude*) lub AGL (*Height Above the Ground Level*) — H_r — wysokość rzeczywista, mierzona od aktualnego poziomu terenu np. mierzona za pomocą radiowysokościomierza; wysokość obliczona, przez odjęcie (dodanie) wzniesienia (obniżenia) terenu względem średniego poziomu morza (H_{ter}), od (do) wysokości bezwzględnej (H_{bwzg}); wysokość ustalona (nakazana) dla prze-



Rys. 4.6. Rodzaje wysokości lotu zależnie od **ciśnienia** *atmosferycznego nastawionego na podziałce ciśnień wysokościomierza barometrycznego*

MSL — *Mean Sea Level* (średni poziom morza), QFE — *Actual Setting on Airfield Elevation* (nastawa aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska), QNH — *Actual Setting on MSL* (nastawa aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska zredukowanego do MSL za pomocą wzoru ISA), QFF — *Actual Setting on MSL* (nastawa aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska zredukowanego do MSL z uwzględnieniem aktualnej temperatury i ciśnienia, a nie za pomocą wzoru ISA); QNE — *Standard Setting* (nastawa ciśnienia P_{std}=1013,25 hPa), PAV — *Pressure Altitude Variation* (ΔH_{bar} — poprawka barometryczna); PAV [stopy]≈(QNH−−29,92) · 1000, gdzie QNH w calach Hg; ΔH_{bar} [m]=(QNH−760) · 11, gdzie QNH w mm Hg

lotu nad określonym wzniesieniem terenu lub przeszkodą.

MSA (*Minimum Sector Altitude*) — minimalna wysokość bezwzględna wlotu do sektora lotniska lądowania.

MDA (*Minimum Descent Altitude*) — minimalna (bezpieczna) wysokość bezwzględna zniżania (schodzenia).

MDH (*Minimum Descent Height*) — minimalna (bezpieczna) wysokość względna zniżania (schodzenia).

MOC (*Minimum Obstacle Clearance*) — minimalne (bezpieczne) przewyższenie nad przeszkodami; zapas wysokości nad przeszkodami.

DA (*Decision Altitude*) — minimalna bezwzględna wysokość podjęcia decyzji o kontynuowaniu lądowania lub rozpoczęciu procedury odlotu po nieudanym podejściu; bezwzględna wysokość decyzji.

DH (*Decision Height*) — minimalna względna wysokość podjęcia decyzji o kontynuowaniu lądowania lub rozpoczęciu procedury odlotu po nieudanym podejściu; względna wysokość decyzji.

Wymienione wysokości mogą być wysokościami geometrycznymi lub barometrycznymi (z wyjątkiem AA — H_r).

Wysokości barometryczne związane bezpośrednio z barometryczną metodą pomiaru wysokości lotu:

IA (*Indicated Altitude*) — H_p — wysokość przyrządowa; wysokość wskazywana przez wysokościomierz barometryczny od przyjętej za poziom zerowy powierzchni izobarycznej (odpowiadającego tej powierzchni ciśnienia atmosferycznego, na które nastawiona została po-

działka ciśnień wysokościomierza barometrycznego).

CA (*Calibrated Altitude*) — H_{bar} — wysokość barometryczna; wysokość przyrządowa H_p poprawiona o ΔH_p i ΔH_a; wysokość, jaką wskazywałby idealny wysokościomierz barometryczny, którego wskazania nie byłyby obarczone błędem przyrządowym i błędem aerodynamicznym.

PA (*Pressure-Altitude*) — $H_{bar\ std}$ — ciśnienie atmosferyczne wyrażone w jednostkach wysokości według międzynarodowej atmosfery wzorcowej (standardowej); wysokość barometryczna wskazywana przez wysokościomierz barometryczny, bez błędu przyrządowego i aerodynamicznego, którego podziałkę ciśnień nastawiono na ciśnienie 1013,25 hPa (760 mm Hg).

TA (*True Altitude*) — $H'_{bar\ bwzg}$ — poprawiona bezwzględna wysokość barometryczna, równa wysokości geometrycznej nad MSL; bezwzględna wysokość barometryczna, poprawiona o poprawkę temperaturową wysokościomierza, uwzględniająca niestandardowe zmiany ciśnienia ze wzrostem wysokości.

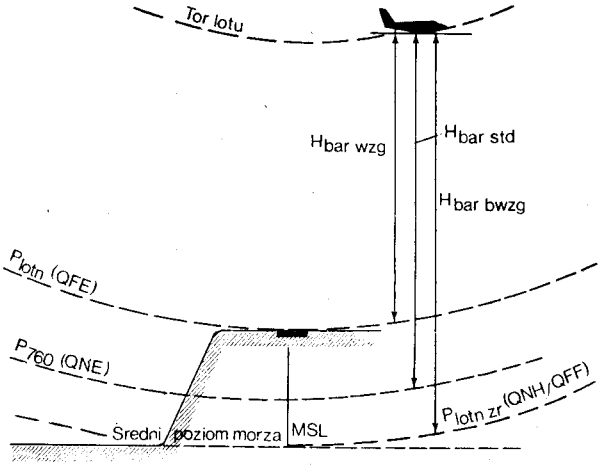
Barometryczna wysokość lotu mierzona od powierzchni izobarycznej o ciśnieniu atmosferycznym (rys. 4.7):

— 1013,25 hPa (760 mm Hg) nosi nazwę barometrycznej wysokości standardowej lub wysokości standardowej ($H_{bar\ std}$, H_{std}, H_{760});

— na poziomie lotniska startu lub lądowania nosi nazwę barometrycznej wysokości względnej ($H_{bar\ wzg}$);

— na poziomie lotniska zredukowanym do średniego poziomu morza, nosi nazwę barometrycznej wysokości bezwzględnej ($H_{bar\ bwzg}$).

Wysokość wskazywaną przez wysokościomierz barometryczny nazywa się wysokością przyrządową (H_P).



Rys. 4.7. Barometryczne wysokości lotu

4.4

BŁĘDY WYSOKOŚCIOMIERZY BAROMETRYCZNYCH

4.4.1 WSTĘP

Wskazania wysokościomierzy barometrycznych obarczone są błędami: przyrządowymi, aerodynamicznymi i metodycznymi.

W celu uzyskania informacji o wysokości barometrycznej należy uwzględnić błędy wysokościomierza.

Błędy przyrządowe (instrumentalne) wysokościomierza wynikają z niedokładności wykonania mechanizmów wysokościomierza, niedoskonałości i niestałości regulacji, zużycia części, zmiany sprężystości elementów, luzów itp. Wartość błędu przyrządowego jest różna przy różnych wskazaniach wysokościomierza.

Każdy wysokościomierz odznacza się właściwymi mu błędami przyrządowymi, które określa się okresowo za pomocą specjalnego urządzenia kontrolnego. Poprawki są nanoszone na wykres (lub podane w tabelce poprawek), który umieszcza się w kabinie

pilota (nawigatora). Poprawkę błędu przyrządowego wysokościomierza oznacza się ΔH_p.

Błędy aerodynamiczne wysokościomierza wynikają z niedokładności pomiaru ciśnienia atmosferycznego na wysokości lotu, powodowanej zniekształceniem strumienia powietrznego opływającego nadajnik ciśnienia — zwłaszcza podczas lotu z dużymi prędkościami. Wartość tych błędów zależy od prędkości i wysokości lotu, typu i miejsca umieszczenia nadajnika ciśnienia (statycznego) powietrza na statku powietrznym.

Błędy aerodynamiczne określa się podczas prób statku powietrznego w locie i odnoszą się one do statku powietrznego, a nie bezpośrednio do wysokościomierza. Poprawki podane są w instrukcji użytkowania danego typu statku powietrznego w locie. Poprawki aerodynamiczne są zazwyczaj nanoszone na wykres lub podane w tabelce poprawek, łącznie z poprawkami przyrządowymi wysokościomierza. Poprawkę błędu aerodynamicznego wysokościomierza oznacza się ΔH_a.

Błędy metodyczne wysokościomierza powstają wskutek niepokrywania się rzeczywistych warunków atmosferycznych lotu z warunkami atmosfery wzorcowej, przyjętej za podstawę do skalowania wysokościomierza.

Do błędów metodycznych wysokościomierza barometrycznego zalicza się błędy, powodowane odchyleniami:

— rzeczywistej średniej temperatury powietrza w warstwie mierzonej wysokości, od średniej temperatury tej warstwy według atmosfery wzorcowej,

— ciśnienia atmosferycznego przy ziemi na trasie lotu (rzeźby barycznej) od ciśnienia wybranej powierzchni izobarycznej pomiaru wysokości, nastawionego na podziałce ciśnień wysokościomierza, przy zerowym położeniu jego wskazówek.

4.4.2

BŁĘDY POWODOWANE ODCHYLENIEM RZECZYWISTEJ TEMPERATURY POWIETRZA OD TEMPERATURY MAW

Błąd temperaturowy wysokościomierza barometrycznego jest powodowany niepokrywaniem się rzeczywistej średniej temperatury warstwy powietrza między dwoma danymi poziomami ciśnień atmosferycznych ze średnią temperaturą odpowiedniej warstwy według MAW ($T_{śr\ r} \neq T_{śr\ MAW}$);

$$\frac{H_r}{H_{MAW}} = \frac{T_{śr\,r}}{T_{śr\,MAW}}$$

$$H_r = H_{MAW} \frac{T_{śr\,r}}{T_{śr\,MAW}}$$

gdzie:

H_r — rzeczywista wysokość warstwy powietrza między dwoma danymi poziomami ciśnień,

H_{MAW} — obliczeniowa wysokość warstwy powietrza między dwoma danymi poziomami ciśnień według MAW; wysokość wskazywana przez wysokościomierz barometryczny, bez błędu przyrządowego i aerodynamicznego,

$T_{śr\,r}$ — rzeczywista średnia temperatura warstwy powietrza,

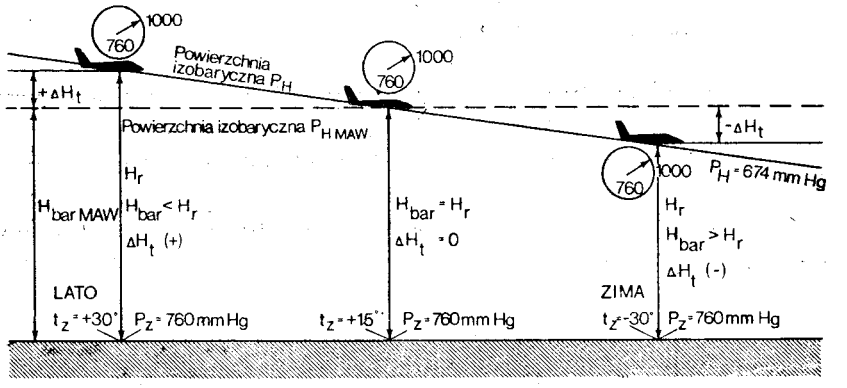
$T_{śr\,MAW}$ — średnia temperatura warstwy powietrza według MAW.

Wysokościomierz jest wyskalowany według średniej temperatury międzynarodowej atmosfery wzorcowej MAW, w warstwie mierzonej wysokości. Dlatego wysokościomierz prawidłowo wskazuje wysokość lotu tylko w przypadku zgodności rzeczywistej średniej temperatury z temperaturą obliczoną. W praktyce rzeczywista temperatura powietrza z zasady nie pokrywa się z obliczoną i z tego względu wysokościomierz wskazuje wysokość z błędem (rys. 4.8). Wraz ze zmianą temperatury powietrza przy ziemi następuje zmiana temperatury i ciśnienia powietrza na wysokości. W chłodnej porze roku powietrze staje się gęstsze i w tym przypadku ciśnienie ze zwiększeniem wysokości lotu zmniejsza się szybciej niż w ciepłej porze roku, kiedy powietrze ma mniejszą gęstość (rys. 4.9).

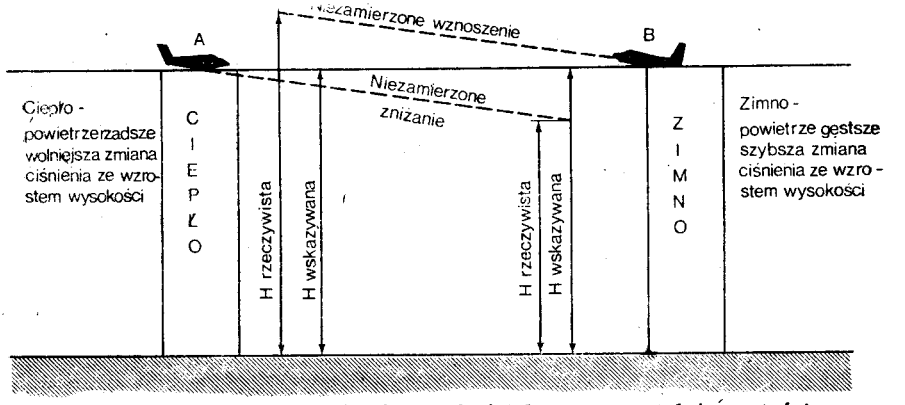
Poprawka błędu powodowanego niestandardową zmianą temperatury powietrza nazywa się poprawką temperaturową wysokościomierza ΔH_t.

Poprawkę tę do wysokości 11 km oblicza się według wzoru:

$$\Delta H_t = \frac{\Delta T_{śr}}{T_{śr\,r}} \cdot H_{bar}$$



Rys. 4.8. Błędy wysokościomierza powodowane odchyleniem temperatury powietrza przy ziemi od temperatury +15°C



Rys. 4.9. Zmienność rzeczywistej wysokości lotu przy stałej wartości wskazań wysokościomierza barometrycznego, w zależności od odchyleń rzeczywistej temperatury otaczającego powietrza na wysokości lotu od temperatury według MAW:
A — jeżeli temperatura otaczającego powietrza jest wyższa od temperatury według MAW, wysokościomierz barometryczny wskazuje wysokość mniejszą od rzeczywistej, *B* — jeżeli temperatura otaczającego powietrza jest niższa od temperatury według MAW, wysokościomierz barometryczny wskazuje wysokość większą od rzeczywistej. Podczas lotu z rejonu *A* do rejonu *B* wskazania wysokościomierza barometrycznego są „zawyżone", a przy przeciwnym kierunku lotu — „zaniżone"

gdzie:

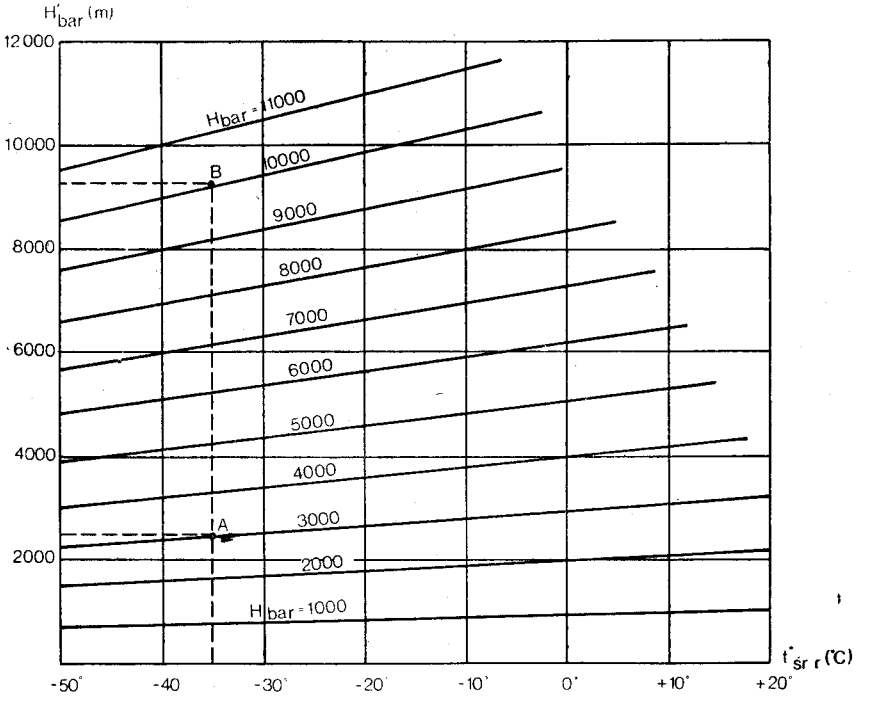
H_{bar} — wysokość barometryczna, $H_{bar} = H_p + (\pm \Delta H_p) + (\pm \Delta H_a)$,

$\Delta T_{śr}$ — różnica między $T_{śr\,r}$ a $T_{śr\,MAW}$, gdzie $T_{śr\,MAW}$ — średnia temperatura od zerowego poziomu MAW do wysokości 11 km, obliczana według wzoru:

$$T_{śr\ MAW} = 288{,}15 - 0{,}0065 \frac{H_{bar}}{2}$$

Poprawka temperaturowa wysokościomierza jest uwzględniana w przeliczaniu wysokości na suwaku lub kalkulatorze nawigacyjnym, dzięki odpowiedniej budowie podziałek suwaka (kalkulatora).

Można ją również obliczać analitycznie lub odczytywać z wykresu (rys. 4.10).



Rys. 4.10. Wykres poprawek błędu temperaturowego wysokościomierza barometrycznego

A. $\Delta H_t \approx 500$ m; $H'_{bar} = H_{bar} + (\pm \Delta H_t) = 3000 - 500 = 2500$ m
B. $\Delta H_t \approx 800$ m; $H'_{bar} = H_{bar} + (\pm \Delta H_t) = 10\,000 - 800 = 9200$ m

Niezbędną do przeliczeń temperaturę powietrza na wysokości lotu odczytuje się z pokładowego termometru otaczającego powietrza lub oblicza się na podstawie podanej drogą radiową temperatury przy ziemi według wzoru:

$$t_H = t_z - \gamma \cdot H_{bar}$$

$$t_z + t_H = 2t_z - \gamma \cdot H_{bar}$$

gdzie:

t_H — temperatura na wysokości, w °C,

t_z — temperatura przy ziemi, w °C,

γ — pionowy gradient temperatury powietrza, w °C/m lub °C/km,

H_{bar} — wysokość barometryczna, w m lub km.

Dla średnich szerokości geograficznych:

— latem $\gamma = 0{,}0065$°C/m = 6,5°C/km,

— zimą $\gamma = 0{,}0045$°C/m = 4,5°C/km.

Podczas określania temperatury otaczającego powietrza na wysokości lotu za pomocą termometru pokładowego należy mieć na uwadze, że przyrząd ten w czasie lotu z dużą prędkością wskazuje rzeczywistą temperaturę z błędem, który należy poprawiać przez wprowadzenie odpowiedniej poprawki.

Przykład

Obliczyć t_H.

Dane: $t_z = +20$°C; $\gamma = 6{,}5$°C/km; $H_{bar} = 4000$ m.

Rozwiązanie

$t_H = t_z - \gamma \cdot H_{bar}$

$t_H = +20 - (6{,}5 \times 4) = -6$°C

Wartość błędu temperaturowego wysokościomierza może dochodzić do 20% mierzonej wysokości. Błąd ten jest szczególnie niebezpieczny podczas lotów na małych wysokościach i w rejonach górzystych, zwłaszcza w chłodnej porze roku. W praktyce przyjmuje się, że dla małych wysokości każde 3° odchylenia rzeczywistej temperatury powietrza przy ziemi od temperatury +15°C powoduje błąd równy 1% zmierzonej wysokości H_{bar}.

Poprawkę temperaturową wysokościomierza można więc obliczyć w pamięci według następującego przybliżonego wzoru:

$$\Delta H_t = \frac{t_z - 15}{3} \cdot \frac{H_{bar}}{100}$$

gdzie:

t_z — temperatura powietrza przy ziemi, w °C,

H_{bar} — wysokość barometryczna, w m.

Jeżeli temperatura powietrza przy ziemi jest wyższa niż +15°C, wysokościomierz wskazuje wysokość mniejszą o wartość obli-

czoną według podanego wzoru, a jeżeli temperatura jest niższa niż +15°C — wysokościomierz wskazuje wysokość większą.

Przykład

Obliczyć poprawkę temperaturową wysokościomierza ΔH_t.
Dane: H_{bar}=4000 m; t_z=−30°C.
Rozwiązanie

$$\Delta H_t = \frac{t_z - 15}{3} \cdot \frac{H_{bar}}{100}$$

$$\Delta H_t = \frac{-30-15}{3} \cdot \frac{4000}{100} = -600 \text{ m}$$

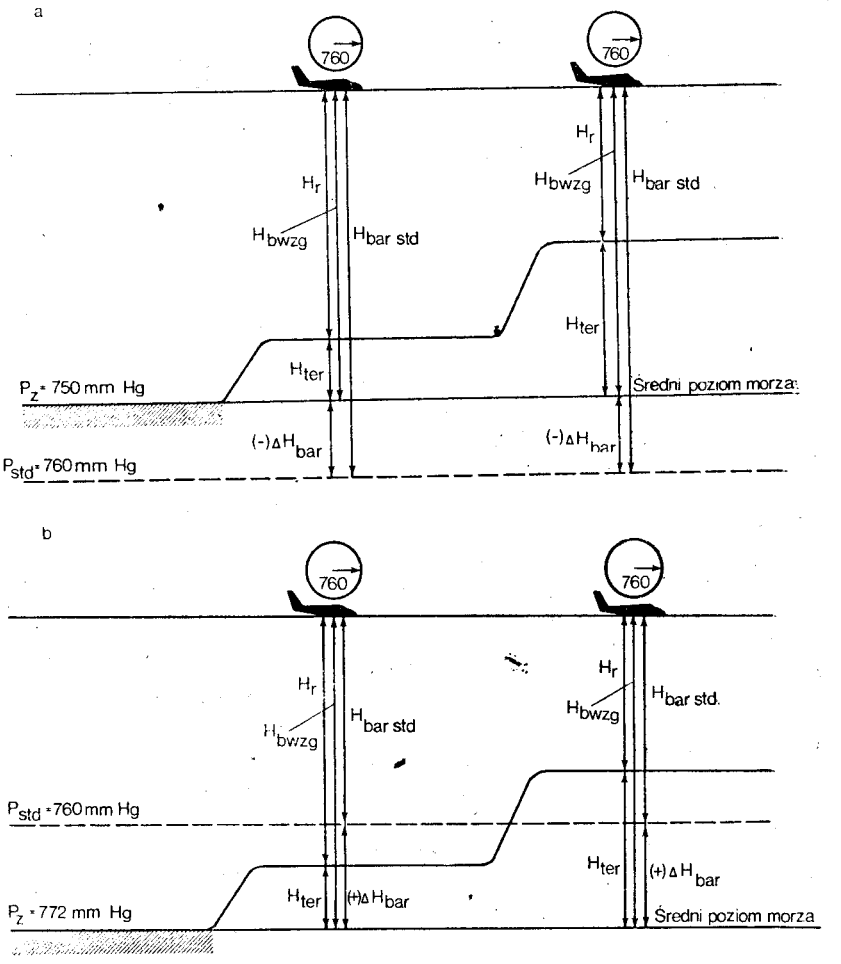
4.4.3
BŁĘDY POWODOWANE ODCHYLENIEM CIŚNIENIA ATMOSFERYCZNEGO PRZY ZIEMI OD CIŚNIENIA 760 mm Hg

W czasie lotu, wysokościomierz barometryczny mierzy wysokość lotu względem tego poziomu, którego ciśnienie zostało nastawione na podziałce ciśnień, przy zerowym położeniu jego wskazówek i nie uwzględnia zmian ciśnienia przy ziemi na trasie lotu (tzw. rzeźby barycznej). Zwykle ciśnienie atmosferyczne występujące w tej samej chwili w różnych punktach na powierzchni ziemi, znajdujących się na tej samej wysokości względem poziomu morza, nie jest jednakowe.

Na rysunku 4.11 przedstawiono zależność wysokości barometrycznej standardowej $H_{bar\ std}$ (na podziałce ciśnień nastawiono ciśnienie 760 mm Hg), wysokości bezwzględnej H_{bwzg} i wysokości rzeczywistej H_r, od położenia powierzchni izobarycznej P=760 mm Hg w stosunku do średniego poziomu morza.

Jak widać z rysunków 4.12*a*, 4.12*b* i 4.13, przy utrzymywaniu niezmiennej wysokości przyrządowej następuje zmiana wysokości rzeczywistej wskutek różnicy między ciśnieniem nastawionym na podziałce ciśnień wysokościomierza i ciśnieniem atmosferycznym przy ziemi w danym rejonie.

Jeżeli pilot przed startem ustawi wskazówki wysokościomierza na działce zerowej podziałki wysokości, a na podziałce ciśnień ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska, to podczas lotu nad terenem równinnym, przy utrzymywaniu stałej wysokości przyrządowej, wysokość rzeczywista, a zatem i wysokość bez-

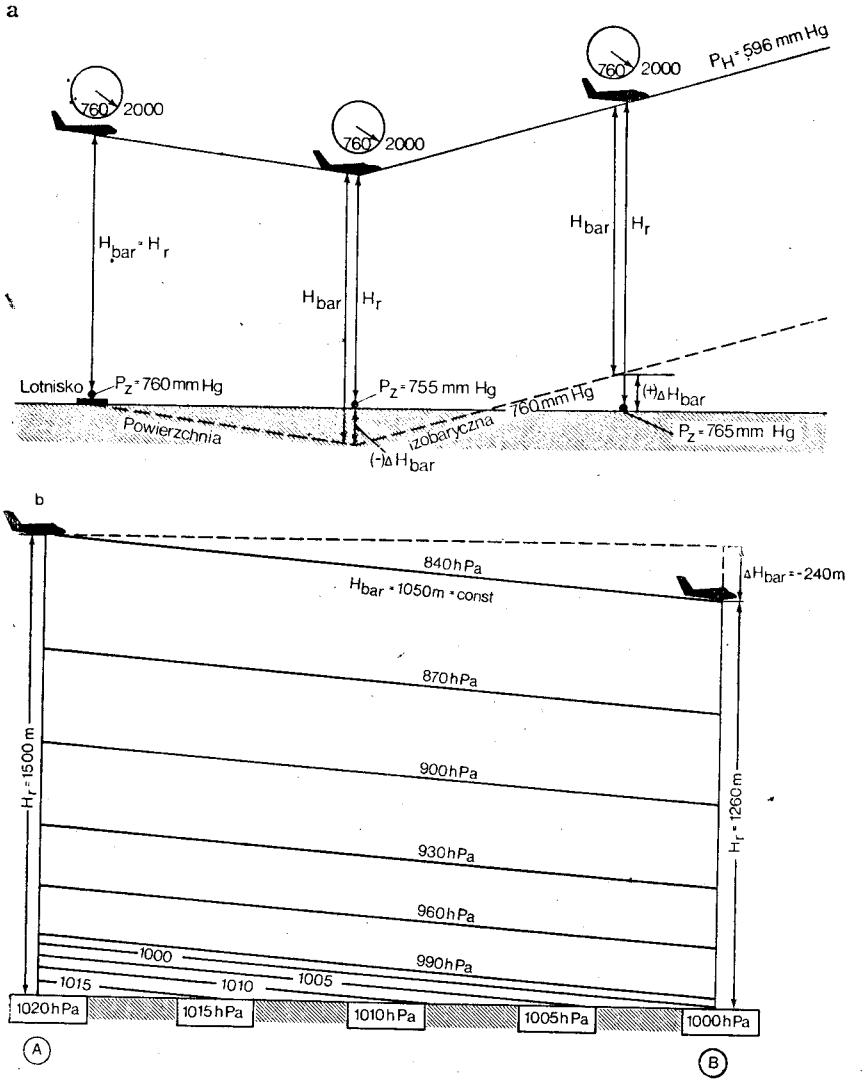


Rys. 4.11. Zależność wysokości barometrycznej standardowej $H_{bar\ std}$, *wysokości bezwzględnej* H_{bwzg} *i wysokości rzeczywistej* H_r *od położenia powierzchni izobarycznej* $P=760$ *mm Hg w stosunku do średniego poziomu morza*

a — standardowa powierzchnia izobaryczna $P_{std}=760$ mm Hg poniżej poziomu morza, *b* — standardowa powierzchnia izobaryczna $P_{std}=760$ mm Hg powyżej poziomu morza

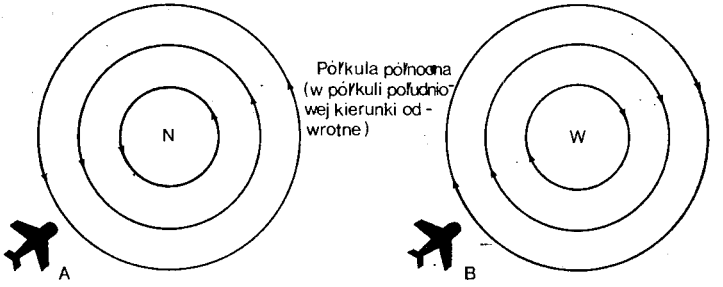
względna i względna będą się zmieniały zależnie od rozkładu ciśnienia atmosferycznego przy ziemi (rzeźby barycznej).

Jeżeli ciśnienie atmosferyczne przy ziemi w danym rejonie jest mniejsze od ciśnienia panującego na lotnisku, to wspomniane



Rys. 4.12. Błędy wysokościomierza powodowane zmianą ciśnienia atmosferycznego przy ziemi na trasie lotu

wysokości będą mniejsze, a jeżeli ciśnienie atmosferyczne przy ziemi w danym rejonie jest większe, wysokości te będą większe o wartość tzw. poprawki barometrycznej wysokościomierza ΔH_{bar}.



Rys 4.13. Zmienność rzczywistej wysokości lotu przy stałej wartości wskazań wysokościomierza barometrycznego podczas lotu w kierunku malejącego lub rosnącego ciśnienia atmosferycznego

N — niż baryczny, *W* — wyż baryczny, *A* — znoszenie w prawo — statek powietrzny przemieszcza się w kierunku malejącego ciśnienia atmosferycznego — rzeczywista wysokość lotu jest mniejsza od wysokości wskazywanej przez wysokościomierz barometryczny (wskazania przyrządu są „zawyżone"), *B* — znoszenie w lewo — statek powietrzny przemieszcza się w kierunku rosnącego ciśnienia atmosferycznego — rzeczywista wysokość lotu jest większa od wysokości wskazywanej przez wysokościomierz barometryczny (wskazania przyrządu są „zaniżone")

Poprawkę barometryczną wysokościomierza ΔH_{bar} dla lotu po trasie, w przypadku ustawienia na podziałce ciśnień aktualnego ciśnienia na poziomie lotniska, oblicza się według wzoru:

$$\Delta H_{bar} = (P_{lotn\ zr} - P_{tr\ zr}) \cdot h$$

gdzie:

$P_{lotn\ zr}$ — ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska zredukowane do poziomu morza, w hPa lub mm Hg,

$P_{tr\ zr}$ — ciśnienie atmosferyczne w rozpatrywanym punkcie trasy lotu (przy ziemi) zredukowane do poziomu morza, w hPa lub mm Hg,

h — stopień baryczny — 8,25 m/hPa lub 11 m/mm Hg.

Ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska zredukowane do poziomu morza ($P_{lotn\ zr}$) oblicza się według przybliżonego wzoru:

$$P_{lotn\ zr} = P_{lotn} + \frac{\pm H_{lotn}}{h}$$

gdzie:

P_{lotn} — ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska, w hPa lub mm Hg,

H_{lotn} — wysokość lotniska nad poziomem morza, w m,

h — stopień baryczny — 8,25 m/hPa lub 11 m/mm Hg.

Podobnie oblicza się ciśnienie atmosferyczne w rozpatrywanym punkcie trasy lotu (przy ziemi) zredukowane do średniego poziomu morza ($P_{tr\ zr}$):

$$P_{tr\ zr} = P_{tr} + \frac{\pm H_{ter}}{h}$$

gdzie:

P_{tr} — ciśnienie atmosferyczne na trasie lotu (przy ziemi), w hPa lub mm Hg,

H_{ter} — wysokość terenu, nad którym znajduje się statek powietrzny, w m.

Przykład 1

Obliczyć ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska, zredukowane do poziomu morza.

Dane: $H_{lotn} = +110$ m; $P_{lotn} = 987$ hPa.

Rozwiązanie

$$P_{lotn\ zr} = P_{lotn} + \frac{H_{lotn}}{h}$$

$$P_{lotn\ zr} = 987 + \frac{110}{8{,}25} = 1000{,}3 \text{ hPa}$$

Przykład 2

Obliczyć ciśnienie atmosferyczne na trasie lotu (przy ziemi), zredukowane do poziomu morza.

Dane: $H_{ter} = +275$ m; $P_{tr} = 973$ hPa.

Rozwiązanie

$$P_{tr\ zr} = P_{tr} + \frac{H_{ter}}{h}$$

$$P_{tr\ zr} = 973 + \frac{275}{8{,}25} = 1006{,}3 \text{ hPa}$$

Przykład 3

Obliczyć poprawkę barometryczną ΔH_{bar}.

Dane: ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska zredukowane do poziomu morza $P_{lotn\ zr} = 1000{,}3$ hPa; ciśnienie atmosferyczne na trasie lotu (przy ziemi) zredukowane do poziomu morza $P_{tr\ zr} = 1006{,}3$ hPa.

Rozwiązanie

$$\Delta H_{bar} = (P_{lotn\ zr} - P_{tr\ zr}) \cdot h$$

$$\Delta H_{bar} = (1000{,}3 - 1006{,}3) \cdot 8{,}25 = -49{,}5 \text{ m}$$

POJĘCIE WYSOKOŚCI GĘSTOŚCIOWEJ I JEJ OBLICZANIE

Wysokość gęstościowa H_ϱ (DA — Density Altitude) jest to wysokość odpowiadająca według MAW aktualnej gęstości powietrza na wysokości lotu, lub inaczej mówiąc, jest to wysokość ciśnieniowa $H_{\text{bar std}}$ poprawiona o poprawkę temperaturową, uwzględniającą niestandardowe zmiany gęstości powietrza ze wzrostem wysokości.

Gdy rzeczywiste warunki atmosferyczne pokrywają się z warunkami MAW, wysokość gęstościowa równa jest wysokości ciśnieniowej.

Siły aerodynamiczne działające na statek powietrzny w locie zależą bezpośrednio od gęstości powietrza na danej wysokości lotu. Z tego względu wysokość gęstościowa znajduje zastosowanie w obliczeniach osiągów statku powietrznego (np. V_r, V_z, pułapu), zużycia paliwa, długości drogi startowej, itp.

Niektóre typy kalkulatorów nawigacyjnych (suwaków) są wyposażone specjalnie w dodatkowe podziałki (np. MB-2) do obliczania wysokości gęstościowej. Wysokość tę można również obliczać analitycznie, na podstawie tablicy MAW lub pamięciowo.

W celu analitycznego obliczenia wysokości H_ϱ należy znaleźć aktualną gęstość powietrza na wysokości wskazywanej przez wysokościomierz barometryczny nastawiony na ciśnienie 760 mm Hg ($H_{\text{bar std}}$), według wzoru:

$$\varrho_{H\,r} = 0{,}46445 \frac{P_{H\,\text{MAW}}}{T_{H\,r}}$$

gdzie:

$\varrho_{H\,r}$ — rzeczywista gęstość powietrza na wysokości $H_{\text{bar std}}$, w kg/m³,

$P_{H\,\text{MAW}}$ — ciśnienie odpowiadające $H_{\text{bar std}}$ według tablicy MAW (zał. 3) w mm Hg;

$T_{H\,r}$ — rzeczywista temperatura powietrza na wysokości $H_{\text{bar std}}$, w K.

Następnie należy według obliczonej $\varrho_{H\,r}$ odczytać z tablicy MAW wysokość gęstościową H_ϱ (w razie potrzeby stosować interpolację).

Przykład

Obliczyć analitycznie wysokość gęstościową H_ϱ.

Dane: wysokość barometryczna $H_{bar\ std}$ (wysokość ciśnieniowa)=6000 m; rzeczywista temperatura powietrza na wysokości $t_{H\ rzecz}=-40°C$; $T_{H\ r}=-40+273{,}15=233{,}15$ K; odczytane z tablicy MAW (zał. 3) dla $H_{bar\ std}=6000$ m $P_{H\ MAW}=353{,}87$ mm Hg.

Rozwiązanie

$$\varrho_{Hr}=0{,}46445\ \frac{P_{H\ MAW}}{T_{Hr}}$$

$$\varrho_{Hr}=0{,}46445-\frac{353{,}887}{233{,}15}=0{,}70497\ \text{kg/m}^3$$

Wysokość gęstościowa, określona na podstawie tablicy MAW dla obliczonej ϱ_{Hr}, wynosi: $H_\varrho=5399$ m.

Wysokość gęstościową H_ϱ można również obliczyć bez posługiwania się tablicą MAW, według wzorów:

$$H_\varrho=1{,}235\ H_{bar\ std}+36{,}2\ (t_{H\ r}-15°C)\quad \text{lub}$$

$$H_\varrho=H_{bar\ std}+36{,}2\ (t_{H\ r}-t_{H\ MAW})$$

gdzie

$$t_{H\ MAW}=15°C-0{,}0065\ H_{bar\ std}$$

W celu pamięciowego obliczenia H_ϱ opieramy się na założeniu, że w przypadku odchylenia rzeczywistej temperatury powietrza na wysokości lotu od temperatury standardowej na tej wysokości o 1°, wysokość gęstościowa różni się od wysokości ciśnieniowej o 36 m. Jeżeli temperatura rzeczywista jest wyższa od temperatury standardowej, to wysokość gęstościowa jest większa od wysokości ciśnieniowej, jeżeli niższa — wysokość gęstościowa jest mniejsza od wysokości ciśnieniowej.

Przykład

Obliczyć pamięciowo wysokość gęstościową H_ϱ.

Dane: $H_{bar\ std}=6000$ m; $t_{H\ r}=-40°C$; $t_{H\ MAW}=-24°C$.

Rozwiązanie

1) $|\Delta t|=16°$

2) Poprawka temperaturowa wynosi: $16\times36=576$ m

3) Ponieważ $t_{H\,r} < t_{H\,MAW}$, o tę wartość należy zmniejszyć wysokość ciśnieniową, czyli:

$H_Q = 6000 - 576 = 5424$ m

4.6

PRZELICZANIE WYSOKOŚCI PRZYRZĄDOWEJ NA WYSOKOŚĆ RZECZYWISTĄ I ODWROTNIE

W przypadku nastawienia podziałki ciśnień na ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska (QFE) w przeliczeniach tych uwzględnia się:

— poprawkę błędu przyrządowego wysokościomierza ΔH_p;
— poprawkę błędu aerodynamicznego wysokościomierza ΔH_a;
— poprawkę temperaturową wysokościomierza ΔH_t;
— poprawkę błędu powodowanego zmianą ciśnienia atmosferycznego przy ziemi ΔH_{bar};
— poprawkę błędu wynikającego ze zmiany poziomu (rzeźby) terenu względem poziomu lotniska ΔH_{ter}.

Wysokość rzeczywistą oblicza się według wzoru:

$$H_r = H_p + (\pm \Delta H_p) + (\pm \Delta H_a) + (\pm \Delta H_t) + (\pm \Delta H_{bar}) - (\pm \Delta H_{ter})$$

Pomocny przy tym może być następujący schemat kolejności obliczeń:

— wysokość barometryczna $H_{bar} = H_p + (\pm \Delta H_p) + (\pm \Delta H_a)$
(spotyka się również w literaturze nawigacyjnej oznaczenie H'_p)
— wysokość barometryczna poprawiona $H'_{bar} = H_{bar} + (\pm \Delta H_t)$
— wysokość względna $H_{wzg} = H'_{bar} + (\pm \Delta H_{bar})$
(jeżeli $\Delta H_{bar} = 0$, to $H'_{bar} = H_{wzg}$)
— wysokość rzeczywista $H_r = H_{wzg} - (\pm \Delta H_{ter})$

Wysokość przyrządową oblicza się według wzoru:

$$H_p = H_r + (\pm \Delta H_{ter}) - (\pm \Delta H_{bar}) - (\pm \Delta H_t) - (\pm \Delta H_a) - (\pm \Delta H_r)$$

korzystając, w miarę potrzeby, z następującego schematu kolejności obliczeń:

— wysokość względna $H_{wzg} = H_r + (\pm \Delta H_{ter})$
— wysokość barometryczna poprawiona $H'_{bar} = H_{wzg} - (\pm \Delta H_{bar})$
— wysokość barometryczna $H_{bar} = H'_{bar} - (\pm \Delta H_t)$
— wysokość przyrządowa $H_p = H_{bar} - (\pm \Delta H_a) - (\pm \Delta H_p)$

Przykład

Obliczyć H_r.

Dane: H_p=3000 m; ΔH_p=+30 m; ΔH_a=+20 m; ΔH_t=+80 m; ΔH_{bar}=−33 m; ΔH_{ter}=+250 m; podziałka ciśnień nastawiona na ciśnienie na poziomie lotniska.

Rozwiązanie

$$H_r=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)+(\pm\Delta H_t)+(\pm\Delta H_{bar})-(\pm\Delta H_{ter})$$

$$H_r=3000+30+20+80-33-250=2847 \text{ m}$$

W przypadku nastawienia podziałki ciśnień na ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska, zredukowane do średniego poziomu morza QNH, w przeliczeniach uwzględnia się:

— poprawkę błędu przyrządowego wysokościomierza ΔH_p,
— poprawkę błędu aerodynamicznego wysokościomierza ΔH_a,
— poprawkę temperaturową wysokościomierza ΔH_t,
— poprawkę błędu powodowanego zmianą ciśnienia atmosferycznego przy ziemi ΔH_{bar},
— poprawkę błędu wynikającego z ukształtowania pionowego terenu H_{ter}.

Wysokość rzeczywistą oblicza się według wzoru:

$$H_r=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)+(\pm\Delta H_t)+(\pm\Delta H_{bar})-(\pm H_{ter})$$

Pomocny przy tym może być następujący schemat kolejności obliczeń:

— $H_{bar}=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)$
— $H'_{bar}=H_{bar}+(\pm\Delta H_t)$
— $H_{bwzg}=H'_{bar}+(\pm\Delta H_{bar})$
— $H_r=H_{bwzg}-(\pm H_{ter})$.

Wysokość przyrządową oblicza się według wzoru:

$$H_p=H_r+(\pm H_{ter})-(\pm\Delta H_{bar})-(\pm\Delta H_t)-(\pm\Delta H_a)-(\pm\Delta H_p),$$

posługując się następującym schematem kolejności obliczeń:

— $H_{bwzg}=H_r+(\pm H_{ter})$
— $H'_{bar}=H_{bwzg}-(\pm\Delta H_{bar})$
— $H_{bar}=H'_{bar}-(\pm\Delta H_t)$
— $H_p=H_{bar}-(\pm\Delta H_a)-(\pm\Delta H_p)$.

Przykład

Obliczyć H_r.

Dane: H_p=4000 m; ΔH_p=−60 m; ΔH_a=−30 m; ΔH_t=−60 m; ΔH_{bar}=+44 m; H_{ter}=+205 m; podziałka ciśnień nastawiona na ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska, zredukowane do poziomu morza (QNH).

Rozwiązanie

$H_{bar}=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)$

$H_{bar}=4000-60-30=3910$ m

$H'_{bar}=H_{bar}+(\pm\Delta H_t)$

$H'_{bar}=3910-60=3850$ m

$H_{bwzg}=H'_{bar}+(\pm\Delta H_{bar})$

$H_{bwzg}=3850+44=3894$ m

$H_r=H_{bwzg}-(\pm H_{ter})$

$H_r=3894-205=3689$ m

W przypadku nastawienia podziałki ciśnień na ciśnienie atmosferyczne QNE=1013,25 hPa (760 mm Hg) w obliczeniach uwzględnia się:

— poprawkę błędu przyrządowego wysokościomierza ΔH_p,
— poprawkę błędu aerodynamicznego wysokościomierza ΔH_a,
— poprawkę temperaturową wysokościomierza ΔH_t,
— poprawkę błędu wynikającego z różnicy poziomów izobarycznych: powierzchni izobarycznej odpowiadającej wartości ciśnienia 1013,25 hPa (760 mm Hg) i powierzchni izobarycznej odpowiadającej ciśnieniu atmosferycznemu na poziomie lotniska, zredukowanemu do średniego poziomu morza ΔH_{bar} (rys. 4.11),
— poprawkę błędu wynikającego z rzeźby terenu H_{ter}.

Wysokość rzeczywistą oblicza się według wzoru:

$$H_r=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)+(\pm\Delta H_t)+(\pm\Delta H_{bar})-(\pm H_{ter}).$$

Pomocny przy tym może być następujący schemat kolejności obliczeń:

— $H_{bar}=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)$
— $H'_{bar}=H_{bar}+(\pm\Delta H_t)$
— $H_{bwzg}=H'_{bar}+(\pm\Delta H_{bar})$
— $H_r=H_{bwzg}-(\pm H_{ter})$,
$\Delta H_{bar}=(P_{lotn\ zr}-1013{,}25)\cdot 8{,}25$

Przykład

Obliczyć H_r.

Dane: $H_p=3000$ m; $\Delta H_p=+30$ m; $\Delta H_a=+20$ m; $\Delta H_t=+80$ m; $\Delta H_{bar}=-33$ m; $\Delta H_{ter}=+250$ m; podziałka ciśnień nastawiona na ciśnienie na poziomie lotniska.

Rozwiązanie

$$H_r=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)+(\pm\Delta H_t)+(\pm\Delta H_{bar})-(\pm\Delta H_{ter})$$

$$H_r=3000+30+20+80-33-250=2847 \text{ m}$$

W przypadku nastawienia podziałki ciśnień na ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska, zredukowane do średniego poziomu morza QNH, w przeliczeniach uwzględnia się:

— poprawkę błędu przyrządowego wysokościomierza ΔH_p,
— poprawkę błędu aerodynamicznego wysokościomierza ΔH_a,
— poprawkę temperaturową wysokościomierza ΔH_t,
— poprawkę błędu powodowanego zmianą ciśnienia atmosferycznego przy ziemi ΔH_{bar},
— poprawkę błędu wynikającego z ukształtowania pionowego terenu H_{ter}.

Wysokość rzeczywistą oblicza się według wzoru:

$$H_r=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)+(\pm\Delta H_t)+(\pm\Delta H_{bar})-(\pm H_{ter})$$

Pomocny przy tym może być następujący schemat kolejności obliczeń:

— $H_{bar}=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)$
— $H'_{bar}=H_{bar}+(\pm\Delta H_t)$
— $H_{bwzg}=H'_{bar}+(\pm\Delta H_{bar})$
— $H_r=H_{bwzg}-(\pm H_{ter})$.

Wysokość przyrządową oblicza się według wzoru:

$$H_p=H_r+(\pm H_{ter})-(\pm\Delta H_{bar})-(\pm\Delta H_t)-(\pm\Delta H_a)-(\pm\Delta H_p),$$

posługując się następującym schematem kolejności obliczeń:

— $H_{bwzg}=H_r+(\pm H_{ter})$
— $H'_{bar}=H_{bwzg}-(\pm\Delta H_{bar})$
— $H_{bar}=H'_{bar}-(\pm\Delta H_t)$
— $H_p=H_{bar}-(\pm\Delta H_a)-(\pm\Delta H_p)$.

Przykład

Obliczyć H_r.

Dane: H_p=4000 m; ΔH_p=−60 m; ΔH_a=−30 m; ΔH_t=−60 m; ΔH_{bar}=+44 m; H_{ter}=+205 m; podziałka ciśnień nastawiona na ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska, zredukowane do poziomu morza (QNH).

Rozwiązanie

$H_{bar}=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)$

$H_{bar}=4000-60-30=3910$ m

$H'_{bar}=H_{bar}+(\pm\Delta H_t)$

$H'_{bar}=3910-60=3850$ m

$H_{bwzg}=H'_{bar}+(\pm\Delta H_{bar})$

$H_{bwzg}=3850+44=3894$ m

$H_r=H_{bwzg}-(\pm H_{ter})$

$H_r=3894-205=3689$ m

W przypadku nastawienia podziałki ciśnień na ciśnienie atmosferyczne QNE=1013,25 hPa (760 mm Hg) w obliczeniach uwzględnia się:

— poprawkę błędu przyrządowego wysokościomierza ΔH_p,
— poprawkę błędu aerodynamicznego wysokościomierza ΔH_a,
— poprawkę temperaturową wysokościomierza ΔH_t,
— poprawkę błędu wynikającego z różnicy poziomów izobarycznych: powierzchni izobarycznej odpowiadającej wartości ciśnienia 1013,25 hPa (760 mm Hg) i powierzchni izobarycznej odpowiadającej ciśnieniu atmosferycznemu na poziomie lotniska, zredukowanemu do średniego poziomu morza ΔH_{bar} (rys. 4.11),
— poprawkę błędu wynikającego z rzeźby terenu H_{ter}.

Wysokość rzeczywistą oblicza się według wzoru:

$$H_r=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)+(\pm\Delta H_t)+(\pm\Delta H_{bar})-(\pm H_{ter}).$$

Pomocny przy tym może być następujący schemat kolejności obliczeń:

— $H_{bar}=H_p+(\pm\Delta H_p)+(\pm\Delta H_a)$
— $H'_{bar}=H_{bar}+(\pm\Delta H_t)$
— $H_{bwzg}=H'_{bar}+(\pm\Delta H_{bar})$
— $H_r=H_{bwzg}-(\pm H_{ter})$,

$\Delta H_{bar}=(P_{lotn\ zr}-1013{,}25)\cdot 8{,}25$

jeżeli:

$P_{\text{lotn zr}}$ — w hPa

lub

$$\Delta H_{\text{bar}} = (P_{\text{lotn zr}} - 760) \cdot 11$$

jeżeli:

$P_{\text{lotn zr}}$ — w mm Hg

Uwaga: ΔH_{bar} ma znak minus, gdy izobara o ciśnieniu 1013,25 hPa (760 mm Hg) przechodzi poniżej poziomu morza (izobary o ciśnieniu atmosferycznym na poziomie lotniska zredukowanym do poziomu morza) i znak plus — gdy przechodzi powyżej tego poziomu.

Wysokość przyrządową oblicza się według wzoru:

$$H_p = H_r + (\pm H_{\text{ter}}) - (\pm \Delta H_{\text{bar}}) - (\pm \Delta H_t) - (\pm \Delta H_a) - (\pm \Delta H_p)$$

korzystając z następującego schematu kolejności obliczeń:

— $H_{\text{bwzg}} = H_r + (\pm H_{\text{ter}})$
— $H'_{\text{bar}} = H_{\text{bwzg}} - (\pm \Delta H_{\text{bar}})$
— $H_{\text{bar}} = H'_{\text{bar}} - (\pm \Delta H_t)$
— $H_p = H_{\text{bar}} - (\pm \Delta H_a) - (\pm \Delta H_p)$

Przykład

Obliczyć H_r.

Dane: $H_p = 6000$ m; $\Delta H_p + \Delta H_a = +50$ m; $\Delta H_t = +170$ m; $\Delta H_{\text{bar}} = -70$ m; $H_{\text{ter}} = +350$ m; podziałka ciśnień wysokościomierza nastawiona na ciśnienie atmosferyczne (QNE) 1013,25 hPa (760 mm Hg).

Rozwiązanie

$$H_r = H_p + (\pm \Delta H_p) + (\pm \Delta H_a) + (\pm \Delta H_t) + (\pm \Delta H_{\text{bar}}) - (\pm H_{\text{ter}})$$
$$H_r = 6000 + 50 + 170 - 70 - 350 = 5800 \text{ m}$$

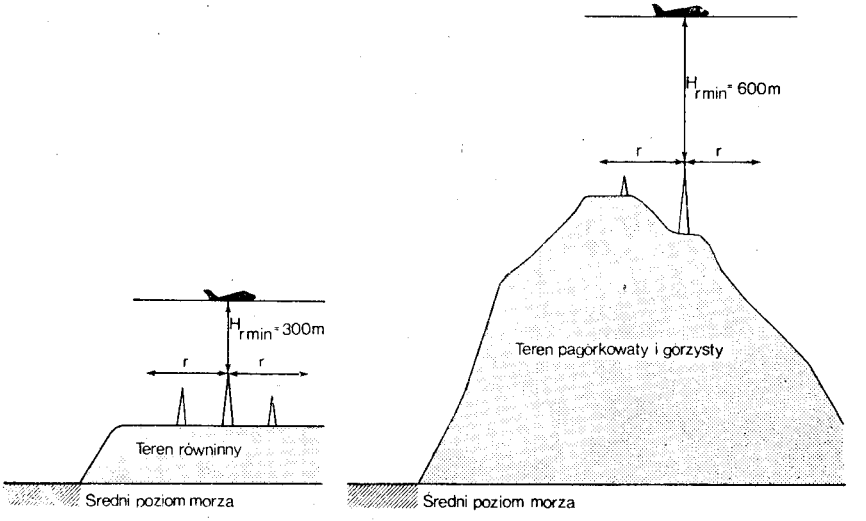
4.7
MINIMALNE (BEZPIECZNE) WYSOKOŚCI LOTU PO TRASIE

4.7.1
WSTĘP

Minimalną (bezpieczną) wysokością lotu po trasie, wykonywanego zgodnie z przepisami wykonywania lotów wg wskazań przyrządów (IFR — *Instrument Flight Rules*), nazywa się rzeczywistą

wysokość lotu, która wyklucza możliwość zderzenia się statku powietrznego z powierzchnią ziemi (wody) oraz przeszkodami terenowymi w warunkach braku widoczności, bądź też przy widzialności (zasięgu widoczności) mniejszej niż określona w przepisach lotów z widocznością (VFR — *Visual Flight Rules*).

Minimalna wysokość lotu może być ustalona dla całej trasy lub dla poszczególnych jej odcinków albo określonego rejonu (sektora). Zgodnie z przepisami wykonywania lotów według wskazań przyrządów (IFR) przyjmuje się rzeczywistą minimalną wysokość lotu równą 300 m nad terenem równinnym i 600 m nad terenem pagórkowatym i nad górami (rys. 4.14).



Rys. 4.14. Minimalne wysokości dla lotów IFR

Rodzaj terenu przyjęto określać na podstawie względnego przewyższenia ukształtowania pionowego terenu, będącego różnicą największej i najmniejszej wysokości bezwzględnej terenu w promieniu 25 km od punktu położonego na nakazanej linii drogi NLD.

W celu oceny terenu (równinny, pagórkowaty, górzysty) danego odcinka trasy lotu należy:
— ustalić na podstawie mapy położenie najwyższego punktu te-

renu w pasie 50 km (po 25 km w obydwie strony od osi trasy lotu);
— poprowadzić z tego punktu prostopadłą do odcinka NLD;
— z punktu przecięcia się prostopadłej z NLD zatoczyć okrąg o promieniu 25 km;
— odszukać wewnątrz okręgu, według punktów wysokościowych i poziomic, najmniejszą wysokość bezwzględną terenu, a następnie określić względne przewyższenie, jako różnicę między największą i najmniejszą wysokością bezwzględną terenu.

Teren nazywa się równinny, jeżeli względne przewyższenia terenu nie przekraczają 100 m, pagórkowaty — jeżeli względne przewyższenia terenu są nie większe niż 500 m, i górzysty — jeżeli te różnice są większe niż 500 m. Jako teren górzysty określa się również teren z różnymi przewyższeniami względnymi o wysokości 2000 m i większej nad poziomem morza.

Minimalne wysokości lotu liczy się od wierzchołka najwyższej przeszkody i uwzględnia w pewnym promieniu (pasie) od przypuszczalnej pozycji statku powietrznego. Promień (rozmiary pasa) zależy od dokładności nawigacji na danym odcinku trasy, uwarunkowanej wyposażeniem pokładowym statku i naziemnymi środkami (pomocami) nawigacyjnymi. Informację o wspomnianych wartościach są podawane w przepisach ruchu lotniczego, wydawanych przez krajowe władze lotnictwa cywilnego. Minimalne wysokości lotu dla dróg lotniczych podane są w zbiorach informacji lotniczych.

Wysokość minimalną utrzymuje się za pomocą wysokościomierza barometrycznego, który wskazuje wysokość przyrządową względem ciśnienia nastawionego na podziałce ciśnień.

W obliczeniach przyrządowej minimalnej wysokości lotu załoga powinna w ogólnym przypadku uwzględniać: rzeźbę terenu, wysokość przeszkód terenowych, rozkład ciśnienia atmosferycznego na trasie i tendencję jego zmiany w czasie lotu oraz poprawki: temperaturową, aerodynamiczną i przyrządową.

Przyrządową minimalną (bezpieczną) wysokość lotu oblicza się w zależności od wyjściowego ciśnienia atmosferycznego, względem którego wysokościomierz barometryczny wskazuje wysokość.

4.7.2
OBLICZANIE PRZYRZĄDOWEJ MINIMALNEJ WYSOKOŚCI LOTU

W przypadku gdy wysokościomierz wskazuje wysokość względem ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska (QFE), przyrządową minimalną wysokość lotu oblicza się według wzoru:

$$H_{p\ \min\ lotn} = H_{r\ \min} + \Delta H_{ter} + \Delta H_{prz} + (P_{lotn\ zr} - P_{tr\ \min\ zr}) \times 11 - \Delta H_t - \Delta H_a - \Delta H_p$$

gdzie:

$H_{r\ \min}$ — rzeczywista minimalna wysokość lotu,

ΔH_{ter} — poprawka terenowa (różnica algebraiczna między wysokością najwyższego punktu terenu i wysokością lotniska w pasie, którego oś stanowi odcinek trasy; przeważnie przyjmuje się szerokość takiego pasa równą 50 km, tj. po 25 km w obydwie strony od osi trasy);

ΔH_{prz} — przewyższenie wierzchołka najwyższej przeszkody terenowej nad najwyższym punktem terenu w pasie o szerokości po 25 km od osi trasy;

$P_{lotn\ zr}$ — ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska, zredukowane do średniego poziomu morza;

$P_{tr\ \min\ zr}$ — minimalne ciśnienie atmosferyczne przy ziemi na odcinku trasy, zredukowane do średniego poziomu morza z uwzględnieniem czasu lotu na tym odcinku (z uwzględnieniem tendencji barometrycznej);

ΔH_t — poprawka temperaturowa wysokościomierza, poprawkę tę można obliczać według wzoru: $\Delta H_t = \frac{tz - 15}{300} \cdot H'_{bar\ min}$, gdzie tz — temperatura przy ziemi w °C, w punkcie minimalnego ciśnienia atmosferycznego, $H'_{bar\ min} = H_{r\ min} + \Delta H_{ter} + \Delta H_{prz} + (P_{lotn\ zr} - P_{tr\ min\ zr}) \cdot 11$;

ΔH_a — poprawka aerodynamiczna wysokościomierza;

ΔH_p — poprawka przyrządowa wysokościomierza.

Przykład

Obliczyć $H_{p\ min\ lotn}$.

Dane: $H_{r\ min}=600$ m; $\Delta H_{ter}=+500$ m; $\Delta H_{prz}=+150$ m; $P_{lotn\ zr}=750$ mm Hg; $P_{tr\ min\ zr}=730$ mm Hg; $t_z=+10°C$; $\Delta H_a=+15$ m; $\Delta H_p=+20$ m.

Rozwiązanie

1) $H'_{bar\ min}=H_{r\ min}+\Delta H_{ter}+\Delta H_{prz}+(P_{lotn\ zr}-P_{tr\ min\ zr})\cdot 11$

$H'_{bar\ min}=600+500+150+(750-730)\cdot 11=1470$ m

2) $\Delta H_t=\frac{t_z-15}{300}\cdot H'_{bar\ min}$

$\Delta H_t=\frac{10-15}{300}\cdot 1470=-24{,}5$ m

3) $H_{p\ min\ lotn}=H_{r\ min}+\Delta H_{ter}+\Delta H_{prz}+(P_{lotn\ zr}-P_{tr\ min\ zr})\cdot 11-\Delta H_t-\Delta H_a-\Delta H_p$

lub:

$H_{p\ min\ lotn}=H'_{bar\ min}-\Delta H_t-\Delta H_a-\Delta H_p$

$H_{p\ min\ lotn}=1470-(-25)-15-20=1460$ m

W przypadku gdy wysokościomierz wskazuje wysokość względem ciśnienia 760 mm Hg (QNE) przyrządową minimalną wysokość lotu oblicza się według wzoru:

$$H_{p\ min\ std}=H_{r\ min}+H_{ter}+\Delta H_{prz}+(760-P_{tr\ min\ zr})\cdot 11-\Delta H_t-\Delta H_a-\Delta H_p$$

gdzie:

H_{ter} — wysokość bezwzględna najwyższego punktu terenu na odcinku trasy lotu, w pasie po 25 km od osi trasy.

Przykład

Obliczyć $H_{p\ min\ std}$.

Dane: $H_{r\ min}=600$ m; $H_{ter}=2100$ m; $\Delta H_{prz}=+80$ m; $P_{tr\ min\ zr}=740$ mm Hg; $t_z=+20°C$; $\Delta H_a=-50$ m; $\Delta H_p=+30$ m.

Rozwiązanie

1) $H'_{bar\ min\ std}=H_{r\ min}+H_{ter}+\Delta H_{prz}+(760-P_{tr\ min\ zr})\cdot 11$

$H'_{bar\ min\ std}=600+2100+80+(760-740)\cdot 11=3000$ m

2) $\Delta H_t=\frac{t_z-15}{300}\cdot H'_{bar\ min}$

$\Delta H_t=\frac{20-15}{300}\cdot 3000=+50$ m

3) $H_{p\ min\ std} = H_{r\ min} + H_{ter} + \Delta H_{prz} + (760 - P_{tr\ min\ zr}) \cdot 11 - \Delta H_t - \Delta H_a - \Delta H_p$

lub:

$H_{p\ min\ std} = H_{bar\ min} - \Delta H_t - \Delta H_a - \Delta H_p$

$H_{p\ min\ std} = 3000 - 50 - (-50) - 30 = 2970$ m

W przypadku gdy wysokościomierz wskazuje wysokość względem minimalnego ciśnienia na trasie lotu, zredukowanego do średniego poziomu morza, przyrządową minimalną wysokość lotu oblicza się według wzoru:

$$H_{p\ min\ tr\ zr} = H_{r\ min} + H_{ter} + \Delta H_{prz} - \Delta H_t - \Delta H_a - \Delta H_p$$

Przykład

Obliczyć $H_{p\ min\ tr\ zr}$.

Dane: $H_{r\ min} = 600$ m; $H_{ter} = 500$ m; $\Delta H_{prz} = +70$ m; $t_z = -15°C$; $\Delta H_p = +20$ m; $\Delta H_a = +40$ m.

Rozwiązanie

1) $H'_{bar\ min} = H_{r\ min} + H_{ter} + \Delta H_{prz}$

$H'_{bar\ min} = 600 + 500 + 70 = 1170$ m

2) $\Delta H_t = \frac{t_z - 15}{300} \cdot H'_{bar\ min}$

$\Delta H_t = \frac{-15 - 15}{300} \cdot 1170 = -117$ m

3) $H_{p\ min\ tr\ zr} = H_{r\ min} + H_{ter} + \Delta H_{prz} - \Delta H_t - \Delta H_a - \Delta H_p$

lub:

$H_{p\ min\ tr\ zr} = H'_{bar\ min} - \Delta H_t - \Delta H_a - \Delta H_p$

$H_{p\ min\ tr\ zr} = 1170 - (-117) - 40 - 20 = 1227$ m

4.8

MIĘDZYNARODOWY SYSTEM POZIOMÓW LOTU

Zderzaniu się statków powietrznych ze sobą i z przeszkodami terenowymi podczas lotów po trasach i w rejonach lotnisk zapobiega się między innymi przez:

— wyznaczenie każdemu statkowi powietrznemu poziomu lotu lub wysokości lotu;

— wykonywanie lotów na wyznaczonych poziomach lub wysokościach lotu.

Poziomem lotu nazywa się powierzchnię o stałym ciśnieniu atmosferycznym odniesionym do wartości ciśnienia atmosferycznego 1013,25 hPa (760 mm Hg), oddzieloną od innych takich powierzchni określonymi różnicami ciśnienia.

Każdy poziom lotu jest oznaczony numerem, który odpowiada wysokości lotu wyrażonej w setkach stóp, np. poziom nr 30 — odpowiada wysokości 3000 stóp (900 m).

Poziomy lotów mogą być wyznaczane zarówno dla lotów VFR, jak i IFR.

Poziomy lotów dla lotów po trasie są ustalane zależnie od konkretnych wartości przedziałów nakazanych kątów drogi, na podstawie ustalonego systemu poziomów lotu.

Stosowane aktualnie poziomy lotu w polskim rejonie informacji powietrznej są podane w „Szczegółowych Przepisach Ruchu Lotniczego Cywilnych Statków Powietrznych — Zasady Ruchu Lotniczego" (zał. 5) i w „Zbiorze Informacji Lotniczych".

Wysokość przyrządową lotu, utrzymywaną na nakazanym poziomie za pomocą wysokościomierza barometrycznego, oblicza się w czasie przygotowania do lotu lub podczas lotu.

Zależnie od tego, jakie ciśnienie będzie nastawione na wysokościomierzu barometrycznym, rozróżnia się dwa sposoby obliczania wysokości przyrządowej.

W przypadku gdy na wysokościomierzu nastawiono ciśnienie 1013,25 hPa (760 mm Hg), wysokość przyrządową dla lotu na nakazanym poziomie lotu ($H_{p\ std}$) oblicza się według wzoru:

$$H_{p\ std} = H_{poz\ lotu} - \Delta H_p - \Delta H_a$$

Przykład

Obliczyć $H_{p\ std}$ dla lotu na nakazanym poziomie lotu.

Dane: poziom lotu nr 100 (H_{std}=10 000 stóp=3050 m); ΔH_p= =−60 m; ΔH_a=+30 m; na podziałce ciśnienia wysokościomierza barometrycznego nastawiono ciśnienie 760 mm Hg (P_{std}).

Rozwiązanie

$$H_{p\ std} = H_{poz\ lotu} - \Delta H_p - \Delta H_a$$

$$H_{p\ std} = 3050 - (-60) - (+30) = 3080 \text{ m}$$

Jeżeli na wysokościomierzu nastawiono ciśnienie lotniska, wysokość przyrządową lotu na nakazanym poziomie lotu oblicza się według wzoru:

$$H_{p\ lotn} = H_{poz\ lotu} - (760 - P_{lotn}) \cdot 11 - \Delta H_p - \Delta H_a$$

Przykład

Obliczyć wysokość przyrządową dla lotu na nakazanym poziomie.

Dane: poziom lotu nr 50 (H_{std}=5000 stóp=1500 m); ΔH_p=50 m; ΔH_a=−30 m; na podziałce ciśnienia wysokościomierza nastawiono ciśnienie lotniska startu, równe 740 mm Hg.

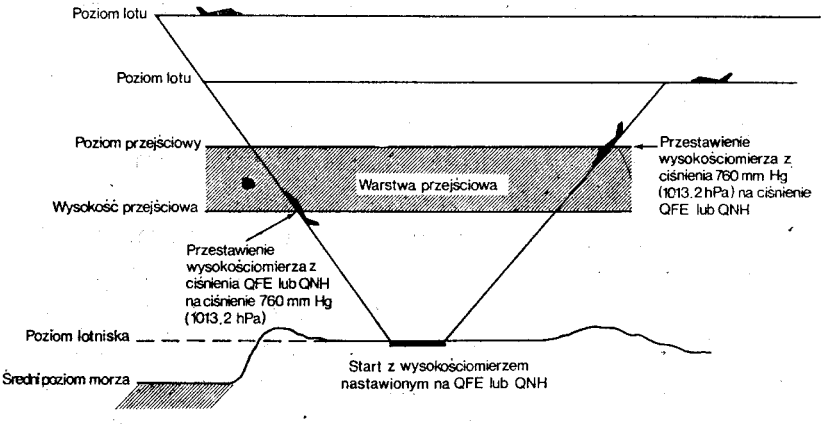
Rozwiązanie

$$H_{p\ lotn} = H_{poz\ lotu} - (760 - P_{lotn}) \cdot 11 - \Delta H_p - \Delta H_a$$

$$H_{p\ lotn} = 1500 - (760 - 740) \cdot 11 - (+50) - (-30) = 1260 \text{ m}$$

Przed startem załoga (pilot) obowiązana jest nastawić naprzeciw nieruchomego indeksu podziałki ciśnień wartość ciśnienia atmosferycznego na poziomie drogi startowej lotniska startu (QFE) lub ciśnienie zredukowane do średniego poziomu morza (QNH); wskazówki wysokościomierzy barometrycznych wskażą w pierwszym przypadku zero wysokości, a w drugim — wysokość lotniska nad średnim poziomem morza. Możliwe odchylenia wskazówek wysokościomierza od podanych wartości powinny obowiązkowo mieścić się w granicach tolerancji danego typu wysokościomierza barometrycznego (zał. 5).

Podziałkę ciśnienia wysokościomierza przestawia się z ciśnienia QFE (QNH) na wartość 1013,25 hPa (760 mm Hg) po wzniesieniu się statku powietrznego na tzw. wysokość przejściową (rys. 4.15).



Rys. 4.15. Poziom lotu, wysokość przejściowa, warstwa przejściowa i poziom przejściowy

Wysokością przejściową nazywa się wysokość, na której lub poniżej której pozycja statku powietrznego w płaszczyźnie pionowej jest określana w odniesieniu do średniego poziomu morza (QNH) lub do poziomu lotniska (QFE).

Wysokość przejściowa określana względem powierzchni izobarycznej lotniska startu powinna być jak najmniejsza, jednak nie mniejsza niż 900 m.

Wysokość przejściowa jest podawana w instrukcji użytkowania lotniska (na schematach procedur zniżania i podejścia do lądowania) bądź też na mapach podejść do lądowania.

Podczas zniżania statku powietrznego i podejścia do lądowania przestawia się podziałkę ciśnień wysokościomierza barometrycznego z ciśnienia 1013,25 hPa (760 mm Hg) na ciśnienie atmosferyczne rzeczywiste na poziomie lotniska lądowania (QFE) lub też ciśnienie lotniska zredukowane do średniego poziomu morza (QNH) po osiągnięciu przez statek tzw. poziomu przejściowego. Od tej chwili wszystkie wysokości podaje się według QFE lub QNH.

Poziomem przejściowym nazywa się najniższy poziom lotu, jaki można wykorzystać powyżej wysokości przejściowej.

Z zasady poziom przejściowy przekazywany jest na pokład statku powietrznego drogą radiową w zezwoleniu na podejście do lądowania i lądowanie.

Przestrzeń powietrzna między płaszczyzną poziomą wysokości przejściowej i poziomem przejściowym nazywa się warstwą przejściową.

Zadaniem tej warstwy jest odseparowanie od siebie w pionie statków powietrznych utrzymujących najmniejszą wysokość standardową lotu (według ciśnienia 1013,25 hPa; 760 mm Hg) i największą wysokość według ciśnienia QFE lub QNH. Oprócz tego zapewnia ona statkom wznoszącym się i zniżającym miejsce i czas na ręczne przestawienie podziałki ciśnień wysokościomierzy.

Wysokości i poziomy przejściowe są podawane w zbiorach informacji lotniczych i w instrukcjach użytkowania lotniska.

Dla każdego lotniska ustala się zależnie od minimalnej (bezpiecznej) wysokości lotu, najniższy możliwy do wykorzystania poziom lotu. W celu określenia tego poziomu dla danego lotniska należy

obliczyć minimalną (bezpieczną) wysokość lotu, a następnie przyjąć poziom lotu nie niższy od obliczonej wysokości.

Najniższy poziom przejściowy dla lotniska (poziom strefy oczekiwania) ustala się z przewyższeniem nie mniejszym niż 300 m nad wysokością przejściową i oblicza się według wzoru:

$$H_{\text{min poz przejśc}} \geqslant H_{\text{przejśc}} + 300 + (760 - P_{\text{lotn}}) \cdot 11 - \Delta H_t$$

gdzie:

$H_{\text{przejśc}}$ — wysokość przejściową nad poziomem lotniska, w m,

$H_{\text{p zejśc}}$ — wysokość przejściowa nad poziomem lotniska, w mm Hg,

ΔH_t — poprawka temperaturowa wysokościomierza barometrycznego.

Przykład

Obliczyć najniższy poziom przejściowy dla lotniska.

Dane: $H_{\text{przejśc}} = 900$ m; $P_{\text{lotn}} = 740$ mm Hg; $\Delta H_t = -30$ m.

Rozwiązanie

$$H_{\text{min poz przejśc}} \geqslant H_{\text{przejśc}} + 300 + (760 - P_{\text{lotn}}) \cdot 11 - \Delta Ht$$

$$H_{\text{min poz przejśc}} \geqslant 900 + 300 + (760 - 740) \cdot 11 - (-30) = 1450 \text{ m}$$

Najniższym poziomem przejściowym będzie w tym przypadku najbliższy wyższy poziom lotu, tj. poziom lotu nr 50 ($H'_{\text{bar std}} = 1500$ m $= 5000$ stóp).

Wysokość najniższego poziomu lotu dla lotu po trasie oblicza się według wzoru:

$$H_{\text{min poz tr}} \geqslant H_{r\ \text{min}} + H_{\text{ter}} + (760 - P_{\text{min zr}}) \cdot 11 - \Delta H_t$$

Przykład

Obliczyć najniższy poziom lotu po trasie.

Dane: $H_{r\ \text{min}} = 600$ m; $H_{\text{ter}} = 400$ m; $P_{\text{min zr}} = 750$ mm Hg; $\Delta H_t = -30$ m.

Rozwiązanie

$$H_{\text{min poz tr}} \geqslant H_{r\ \text{min}} + H_{\text{ter}} + (760 - P_{\text{min zr}}) \cdot 11 - \Delta Ht$$

$$H_{\text{min poz tr}} \geqslant 600 + 400 + (760 - 750) \cdot 11 - (-30) = 1140 \text{ m}$$

Dla lotu po trasie w kierunku wschodnim (0°—179°) najniższy możliwy do wykorzystania poziom lotu wynosi 1500 m, a w kierunku zachodnim (180°—359°) — 1200 m.

5

PRĘDKOŚĆ STATKU POWIETRZNEGO I PRĘDKOŚCIOMIERZ

5.1

RZECZYWISTA PRĘDKOŚĆ POWIETRZNA I PRĘDKOŚĆ PODRÓŻNA

W nawigacji lotniczej rozpatruje się prędkość statku powietrznego względem ośrodka powietrznego i względem powierzchni ziemi.

Rzeczywistą prędkością powietrzną V_r nazywa się prędkość statku powietrznego względem ośrodka powietrznego *).

Rzeczywista prędkość powietrzna statku powietrznego zależy od mocy zespołu napędowego (ciągu silnika), właściwości aerodynamicznych i ciężaru, a także od gęstości powietrza, natomiast nie zależy od wiatru. Wektor tej prędkości ma kierunek przeważnie zgodny z kierunkiem podłużnej osi statku powietrznego. Niezgodność tego wektora z osią podłużną statku może występować w przypadku wielosilnikowych statków powietrznych, zwłaszcza w przypadku śmigłowców.

Rzeczywistą prędkość powietrzną określa się na podstawie wskazań prędkościomierzy ciśnieniowych. Prędkość tę wyraża się w kilometrach na godzinę lub w węzłach.

Wektor rzeczywistej prędkości powietrznej $\overline{V_r}$ można rozłożyć

*) Zamiast pełnej nazwy „rzeczywista prędkość powietrzna", używanej w niniejszym podręczniku, przyjęto w normie branżowej lotnictwa cywilnego BN-75/9360-07 skróconą nazwę „prędkość rzeczywista".

na składową poziomą $\bar{V}_x$ i składową pionową $\bar{V}_z$. Wartość składowej pionowej może przedstawiać prędkość pionową wznoszenia $\bar{V}_{z\,wzn}$ lub prędkość pionową zniżania $\bar{V}_{z\,zn}$, zwaną też prędkością pionową schodzenia.

Prędkość pionową wskazują wariometry. Prędkość tę wyraża się w metrach na sekundę lub w tysiącach stóp na minutę.

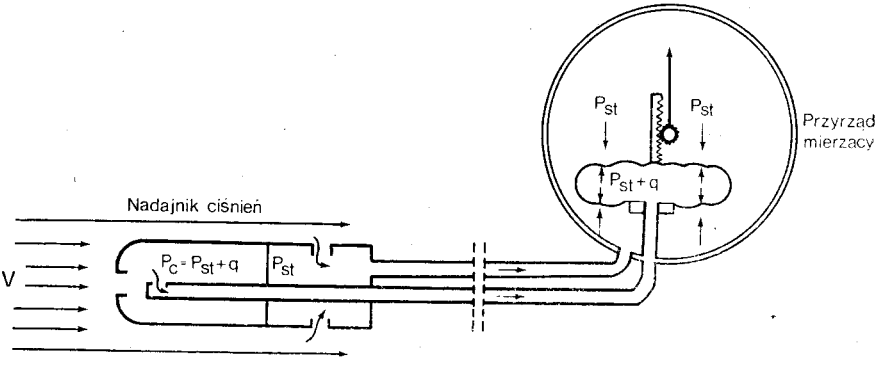
Prędkością podróżną W nazywa się prędkość statku powietrznego względem powierzchni ziemi. Prędkość ta zależy od rzeczywistej prędkości powietrznej statku powietrznego oraz od prędkości i kierunku wiatru.

Prędkość podróżną można obliczyć na podstawie rzeczywistej prędkości powietrznej i parametrów wiatru. Prędkość tę wyraża się w kilometrach na godzinę lub w węzłach.

5.2

AERODYNAMICZNA METODA POMIARU RZECZYWISTEJ PRĘDKOŚCI POWIETRZNEJ STATKU POWIETRZNEGO

Metoda ta opiera się na pomiarze ciśnienia dynamicznego powietrza q, tzn. na pomiarze różnicy całkowitego ciśnienia wywieranego przez ośrodek powietrzny na poruszający się w nim statek powietrzny P_c (tzw. ciśnienia spiętrzenia) i ciśnienia statycznego powietrza P_{st} (ciśnienia atmosferycznego w nie zakłóconym strumieniu, rys. 5.1).



Rys. 5.1. Schemat działania prędkościomierza

Przy założeniu, że ośrodek powietrzny jest nieściśliwy, zależność między ciśnieniem dynamicznym q powietrza i prędkością powietrzną V statku powietrznego można wyrazić za pomocą wzoru:

$$P_c - P_{st} = q = \frac{\varrho V^2}{2}$$

gdzie: ϱ — gęstość powietrza.

Po przekształceniu powyższego wzoru otrzymuje się:

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\varrho}}$$

Ze względu na małe prędkości statków powietrznych w początkowym okresie rozwoju techniki lotniczej i małe wysokości lotu, pierwsze prędkościomierze były skalowane (wzorcowane) zgodnie z podaną zależnością, dla stałej gęstości powietrza $\varrho_0 = \text{const}$ występującej na zerowym poziomie MAW (ISA). Ze względu na założenie stałej gęstości powietrza równej 1,225 kg/m^3 na zerowym poziomie MAW, prędkość wskazywana przez tak wyskalowany prędkościomierz, zwana prędkością aerodynamiczną V_a, różniła się od rzeczywistej prędkości powietrznej statku powietrznego V_r, zależnej od rzeczywistej gęstości powietrza na wysokości lotu ϱ_H ($V_a \neq V_r$). Wartość tej różnicy można obliczyć za pomocą zależności:

$$V_r = \sqrt{\frac{2q}{\varrho_H}} \quad \text{i} \quad V_{a\ nść0} = \sqrt{\frac{2q}{\varrho_0}}$$

gdzie:

$V_{a\ nść0}$ — prędkość aerodynamiczna na zerowym poziomie MAW przy założeniu nieściśliwości ośrodka powietrznego.

Po podzieleniu stronami, otrzymuje się zależność między rzeczywistą prędkością powietrzną statku powietrznego V_r a prędkością $V_{a\ nść0}$ wskazywaną przez prędkościomierz, którego wskazania nie są obarczone błędem przyrządowym ani błędem związanym z nieprawidłowym pomiarem ciśnienia statycznego powietrza (tzw. błędem aerodynamicznym):

$$V_r = V_{a\ nśćo} \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}}$$

Jak z tego wynika, w celu określenia rzeczywistej prędkości powietrznej na wysokości lotu V_r, należało prędkość wskazywaną przez prędkościomierz $V_{a\ nśćo}$ pomnożyć przez $\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}}$, uwzględniając w ten sposób błąd metodyczny prędkościomierza (błąd wynikający z przyjętej metody pomiaru prędkości).

Traktowanie ośrodka powietrznego jako ośrodek nieściśliwy, pozwalało z wystarczającą dla praktyki dokładnością określać prędkość powietrzną statku powietrznego przy prędkościach 300—400 km/h i na wysokościach lotu nie przekraczających 3—4 km. Jednak przy większych prędkościach i wysokościach lotu stało się konieczne uwzględnianie wpływu ściśliwości powietrza na dokładność pomiaru prędkości, gdyż nieuwzględnianie tego wpływu prowadziło do dużych błędów.

Przez pojęcie „ściśliwość powietrza" należy rozumieć jego zdolność do zmian objętości, a więc i gęstości, pod wpływem zmian ciśnienia i temperatury.

Przepływ powietrza nazywa się ściśliwym lub nieściśliwym, zależnie od tego, czy gęstość między dwoma punktami strumienia powietrznego zmienia się, czy też zachowuje stałą wartość.

Zależność między ciśnieniem dynamicznym i prędkością statku powietrznego z uwzględnieniem ściśliwości powietrza można wyrazić dla prędkości poddźwiękowych za pomocą następującego wzoru:

$$V = \sqrt{\frac{2k}{k-1} R \cdot T \left[\left(\frac{q}{P_{st}} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

gdzie:

k — wykładnik adiabaty; stosunek ciepła właściwego powietrza pod stałym ciśnieniem C_p, do ciepła właściwego w stałej objętości C_v; dla powietrza stosunek ten wynosi: $k = \frac{C_p}{C_v} = 1{,}4$,

R — stała gazowa powietrza, $R = 287{,}05287 \frac{m^2}{k \cdot s^2}$

P_{st} — ciśnienie statyczne powietrza, w Pa,

T — temperatura powietrza, w K; $T=273{,}15+t°C$,

q — ciśnienie dynamiczne powietrza, w Pa.

Mnożąc i dzieląc wyrażenie podpierwiastkowe przez q oraz uwzględniając zależności: $R \cdot T_0 = \frac{P_0}{\varrho_0}$ oraz $R \cdot T_H = \frac{P_H}{\varrho_H}$, otrzyma się wzory na prędkość aerodynamiczną $V_{a\,śćo}$ i na rzeczywistą prędkość statku powietrznego V_r:

$$V_{a\,śćo} = \sqrt{\frac{k}{k-1}\frac{P_0}{q}\left[\left(\frac{q}{P_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]} \cdot \sqrt{\frac{2q}{\varrho_0}} = f_0\sqrt{\frac{2q}{\varrho_0}}$$

$$V_r = \sqrt{\frac{k}{k-1}\frac{P_H}{q}\left[\left(\frac{q}{P_H}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]} \cdot \sqrt{\frac{2q}{\varrho_H}} = f_H\sqrt{\frac{2q}{\varrho_H}}$$

gdzie:

P_0 oraz ϱ_0 — ciśnienie i gęstość powietrza na zerowym poziomie MAW; $P_0=101\,325$ Pa; $\varrho_0=1{,}225$ kg/m^3;

P_H i ϱ_H — ciśnienie i gęstość powietrza na wysokości lotu;

f_0 — współczynnik uwzględniający ściśliwość powietrza na zerowym poziomie MAW;

f_H — współczynnik uwzględniający ściśliwość powietrza na dowolnej wysokości lotu.

Według pierwszego z podanych wyżej wzorów, uwzględniającego ściśliwość powietrza wyłącznie na poziomie zerowym MAW, są skalowane (wzorcowane) wszystkie współcześnie stosowane prędkościomierze jednowskazówkowe (np. US-800) oraz wskazania szerokiej wskazówki prędkościomierzy dwuwskazówkowych (np. KUS-1200), a według drugiego wzoru — wskazania wąskiej wskazówki dwuwskazówkowych prędkościomierzy (wskazówki tzw. rzeczywistej prędkości powietrznej).

Dzieląc stronami drugi z podanych wzorów przez pierwszy, otrzyma się zależność na przejście od prędkości aerodynamicznej $V_{a\,śćo}$, w której została uwzględniona ściśliwość powietrza na zerowym poziomie MAW, do rzeczywistej prędkości powietrznej V_r, w której jest uwzględniona zmiana gęstości powietrza ze wzrostem wysokości oraz ściśliwość powietrza dla dowolnej wysokości lotu:

$$V_r = V_{a\,śc0}\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}\,\frac{f_H}{f_0}}$$

Jak więc wynika z powyższej zależności, w celu określenia rzeczywistej prędkości powietrznej statku powietrznego V_r, należy prędkość aerodynamiczną $V_{a\,śc0}$, uzyskaną za pomocą prędkościomierza jednowskazówkowego (lub szerokiej wskazówki prędkościomierza dwuwskazówkowego), pomnożyć przez stosunek $\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}}$, uwzględniający zmianę gęstości powietrza ze wzrostem wysokości oraz stosunek $\frac{f_H}{f_0}$, uwzględniający zmianę ściśliwości powietrza dla dowolnej H.

Wartość $V_{a\,śc0}\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}}$, zwana przez niektórych autorów prędkością gęstościową $V\varrho$, jest prędkością aerodynamiczną $V_{a\,śc0}$ poprawioną wyłącznie na zmianę gęstości powietrza ze wzrostem wysokości, która w przypadku nieuwzględniania zmian ściśliwości powietrza ze wzrostem wysokości (co jest dopuszczalne przy małych prędkościach i wysokościach lotu) przyjmowana jest za V_r.

Poprawkę na zmianę ściśliwości powietrza ze wzrostem wysokości lotu wprowadza się przez pomnożenie prędkości gęstościowej $V\varrho$ przez stosunek $\frac{f_H}{f_0}$, ściśliwości powietrza na wysokości lotu f_H i na poziomie zerowym MAW — f_0.

Iloczyn $V_{a\,śc0}\,\frac{f_H}{f_0}$ równy $V_r\sqrt{\frac{\varrho_H}{\varrho_0}}$ nazywa się w aerodynamice prędkością powietrzną równoważną V_e, czyli:

$$V_e = V_{a\,śc0}\cdot\frac{f_H}{f_0} \qquad V_e = V_r\cdot\sqrt{\frac{\varrho_H}{\varrho_0}}$$

Na zerowym poziomie MAW ($f_H = f_0$; $\varrho_H = \varrho_0$), otrzymuje się:

$$V_e = V_{a\,śc0} = V_r$$

Zgodnie z tym można również zdefiniować prędkość równoważną V_e, jako prędkość aerodynamiczną $V_{a\,śc0}$ (prędkość, jaką wska-

zywałby idealny prędkościomierz bez błędu przyrządowego i błędu związanego z niedokładnością pomiaru ciśnienia statycznego) na poziomie zerowym MAW, równą rzeczywistej prędkości powietrznej V_r na tym poziomie.

Jak wynika również z tych rozważań, prędkość V_r równa jest prędkości powietrznej równoważnej V_e, poprawionej na zmianę gęstości powietrza z wysokością $\left(V_r = V_e \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}}\right)$ lub prędkości gęstościowej $V\varrho$ — poprawionej na ściśliwość powietrza $\left(V_r = V\varrho \cdot \frac{f_H}{f_0}\right)$.

Różnica $\Delta V_{ść0} = V_{a\ ść0} - V_{a\ nść0}$, powodowana ściśliwością powietrza na zerowym poziomie MAW, jest uwzględniana przy skalowaniu (wzorcowaniu) prędkościomierza za pomocą współczynnika f_0:

$$V_{a\ ść0} = f_0 \cdot V_{a\ nść0} = f_0 \sqrt{\frac{2q}{\varrho_0}}$$

$$V_{a\ ść0} = V_{a\ nść0} + (-\Delta V_{ść0}).$$

Różnica $\Delta V_{ść} = V_e - V_{a\ ść0}$, zwana poprawką prędkościomierza na ściśliwość powietrza na dowolnym poziomie MAW i wynikająca ze stosunku $\frac{f_H}{f_0}$, określana jest z wykresów lub z tabel oraz uwzględniana przy przeliczeniach prędkości:

$$V_e = V_{a\ ść0} \cdot \frac{f_H}{f_0}$$

$$V_e = V_{a\ ść0} + (-\Delta V_{ść})$$

$$V_{a\ ść0} = V_e - (-\Delta V_{ść})$$

Różnica $\Delta V\varrho = V_r - V_e$, zwana poprawką prędkościomierza na zmianę gęstości powietrza ze wzrostem wysokości, wynikająca z różnych gęstości powietrza na danej wysokości lotu i na poziomie zerowym MAW, uwzględniana jest w przeliczeniach prędkości na suwakach (kalkulatorach) nawigacyjnych:

$$V_r = V_e \cdot \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}}.$$

$$V_r = V_e + (+\Delta V_\varrho)$$
$$V_e = V_r - (+\Delta V_\varrho)$$

Przykład 1

Obliczyć:

1) prędkość aerodynamiczną na zerowym poziomie MAW, bez uwzględnienia ściśliwości powietrza — $V_{a\ nść0}$,
2) współczynnik ściśliwości powietrza na zerowym poziomie MAW — f_0,
3) prędkość aerodynamiczną na zerowym poziomie MAW, z uwzględnieniem ściśliwości powietrza — $V_{a\ ść0}$,
4) poprawkę prędkościomierza uwzględniającą ściśliwość powietrza na zerowym poziomie MAW — $\Delta V_{ść0}$.

Dane: $q = 3801{,}6$ Pa; $P_0 = 101\,325$ Pa; $\varrho_0 = 1{,}2258$ kg/m³; $k = 1{,}4$.

Rozwiązanie

1) $$V_{a\ nść0} = \sqrt{\frac{2q}{\varrho_0}}$$

$$V_{a\ nść0} = \sqrt{\frac{2 \cdot 3801{,}6}{1{,}2258}} = 78{,}76 \text{ m/s} = 283{,}536 \text{ km/h}$$

2) $$f_0 = \sqrt{\frac{k}{k-1} \frac{P_0}{q} \left[\left(\frac{q}{P_0} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}$$

$$f_0 = \sqrt{\frac{1{,}4}{1{,}4-1} \frac{101\,325}{3801{,}65} \left[\left(\frac{3801{,}65}{101\,325} + 1 \right)^{0{,}286} - 1 \right]} = 0{,}99$$

3) $V_{a\ ść0} = f_0 \cdot V_{a\ nść0}$

$V_{a\ ść0} = V_e = V_r = 0{,}99 \cdot 283{,}536 = 280{,}701$ km/h

4) $\Delta V_{ść0} = V_{a\ ść0} - V_{a\ nść0}$

$\Delta V_{ść0} = 280{,}701 - 283{,}536 = -2{,}835$ km/h

Przykład 2

Obliczyć:

1) $V_{a\ nść0}$; 2) f_0; 3) $V_{a\ ść0}$ na poziomie zerowym MAW; 4) $\Delta V_{ść0}$.

Dane: $q = 35\,303$ Pa; $P_0 = 101\,325$ Pa; $\varrho_0 = 1{,}225$ kg/m³; $k = 1{,}4$.

Rozwiązanie

1) Prędkość aerodynamiczna bez uwzględnienia ściśliwości powietrza — $V_{a\ nść0}$

$$V_{a\ nść0} = \sqrt{\frac{2q}{\varrho_0}}$$

$$V_{a\ nśćo}=\sqrt{\frac{2\cdot 35\,303}{1{,}225}}=240\ \text{m/s}=864\ \text{km/h}$$

2 Współczynnik ściśliwości powietrza na poziomie zerowym — f_0

$$f_0=\sqrt{\frac{k}{k-1}\cdot\frac{P_0}{q}\left[\left(\frac{q}{P_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}$$

$$f_0=\sqrt{\frac{1{,}4}{1{,}4-1}\cdot\frac{101\,325}{35\,303}\left[\left(\frac{35\,303}{101\,325}+1\right)^{0{,}286}-1\right]}=0{,}946$$

3) **Prędkość aerodynamiczna z uwzględnieniem ściśliwości powietrza — $V_{a\ śćo}$**

$V_{a\ śćo}=f_0\cdot V_{a\ nśćo}=0{,}946\cdot 864\approx 817$ km/h

4) **Poprawka prędkościomierza uwzględniająca ściśliwość powietrza na zerowym poziomie MAW — $\Delta V_{śćo}$**

$\Delta V_{śćo}=V_{a\ śćo}-V_{a\ nśćo}$

$\Delta V_{śćo}=817-864=-47$ km/h

Przykład 3

Obliczyć:

1) **prędkość aerodynamiczną bez uwzględnienia ściśliwości powietrza na poziomie zerowym MAW — $V_{a\ nśćo}$,**
2) współczynnik ściśliwoci powietrza na poziomie zerowym MAW — f_0,
3) prędkość aerodynamiczną z uwzględnieniem ściśliwości powietrza na poziomie zerowym **MAW — $V_{a\ śćo}$,**
4) **poprawkę prędkościomierza uwzględniającą ściśliwość powietrza na zerowym poziomie MAW — $\Delta V_{śćo}$,**
5) **współczynnik ściśliwości powietrza na wysokości lotu — f_H,**
6) **prędkość równoważną — V_e,**
7) **poprawkę na ściśliwość powietrza na wysokości lotu — $\Delta V_{ść}$,**
8) rzeczywistą prędkość powietrzną na wysokości lotu — V_r,
9) **poprawkę gęstościową prędkościomierza — ΔV_ϱ.**

Dane: **na wysokości lotu: $q=15\,383{,}9$ Pa; $P_H=46\,544{,}2$ Pa; $\varrho_H=0{,}64037$ kg/m³;** warunki poziomu zerowego MAW: $P_0=101\,325$ Pa; $\varrho_0=1{,}225$ kg/m³; $k=1{,}4$.

Rozwiązanie

1) $$V_{a\ nśćo}=\sqrt{\frac{2q}{\varrho_0}}$$

$$V_{a\ nśćo}=\sqrt{\frac{2\cdot 15\,383}{1{,}225}}=158{,}4\ \text{m/s}\approx 570\ \text{km/h}$$

2) $f_0 = \sqrt{\frac{k}{k-1}\,\frac{P_0}{q}\left[\left(\frac{q}{P_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}$

$$f_0 = \sqrt{\frac{1{,}4}{1{,}4-1}\,\frac{101\,325}{15\,383{,}9}\left[\left(\frac{15\,383{,}9}{101\,325}+1\right)^{0{,}286}-1\right]} = 0{,}975$$

3) $V_{a\,\text{ść}} = f_0 \cdot V_{a\,\text{nść}}$

$V_{a\,\text{ść}} = 0{,}975 \cdot 570 \approx 556$ km/h

4) $\Delta V_{\text{ść}} = V_{a\,\text{ść}} - V_{a\,\text{nść}}$ (uwzględniona podczas skalowania prędkościomierza)

$\Delta V_{\text{ść}} = 556 - 570 = -14$ km/h

5) $f_H = \sqrt{\frac{k}{k-1}\cdot\frac{P_H}{q}\cdot\left[\left(\frac{q}{P_H}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}$

$$f_H = \sqrt{\frac{1{,}4}{1{,}4-1}\cdot\frac{46\,544{,}2}{15\,383{,}9}\cdot\left[\left(\frac{15\,383{,}9}{46\,544{,}2}+1\right)^{0{,}283}-1\right]} = 0{,}949$$

6) $V_e = V_{a\,\text{ść}} \cdot \frac{f_H}{f_0}$

$V_e = 556 \cdot \frac{0{,}949}{0{,}975} = 541$ km/h

7) $\Delta V_{\text{ść}} = V_e - V_{a\,\text{ść}}$

$\Delta V_{\text{ść}} = 541 - 556 = -15$ km/h

8) $V_r = V_e \cdot \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}}$

$V_r = 541\sqrt{\frac{1{,}225}{0{,}64037}} \approx 749$ km/h

9) $\Delta V_\varrho = V_r - V_e$

$\Delta V_\varrho = 749 - 541 = +208$ km/h

Sprawdzenie

$V_r = V_{a\,\text{ść}} + (-\Delta V_{\text{ść}}) + (+\Delta V_\varrho)$

$V_r = 556 + (-15) + (+208) = 749$ km/h

5.3.1 ZASADA DZIAŁANIA

Na statkach powietrznych o małych prędkościach są stosowane prędkościomierze jednowskazówkowe, działające na zasadzie pomiaru ciśnienia dynamicznego powietrza, z uwzględnieniem ściśliwości powietrza na zerowym poziomie MAW.

Prędkość wskazywaną przez prędkościomierz nazywa się prędkością przyrządową V_p, a wskazówkę wskazującą tę prędkość nazywa się wskazówką prędkości przyrządowej.

Prędkość przyrządowa z reguły różni się od rzeczywistej prędkości powietrznej wskutek błędów wynikających z aerodynamicznej metody pomiaru prędkości oraz błędów, jakimi jest obarczony sam przyrząd mierzący. Aby otrzymać rzeczywistą prędkość powietrzną na podstawie wskazań przyrządu, należy uwzględniać poprawki błędów prędkościomierza.

Znajomość prędkości przyrządowej jest niezbędna dla celów pilotażowych ze względu na zależność właściwości aerodynamicznych statku powietrznego od ciśnienia dynamicznego powietrza. Dla celów nawigacyjnych niezbędna jest znajomość rzeczywistej prędkości powietrznej.

5.3.2 BŁĘDY JEDNOWSKAZÓWKOWEGO PRĘDKOŚCIOMIERZA CIŚNIENIOWEGO

Pomiar prędkości za pomocą jednowskazówkowego prędkościomierza ciśnieniowego obarczony jest błędami: przyrządowym, aerodynamicznym i metodycznym.

Błąd przyrządowy prędkościomierza wynika z niedoskonałości wykonania mechanizmów, niedokładności i niestałości regulacji, zużycia części, zmiany sprężystości elementów, luzów itp. Każdy egzemplarz prędkościomierza ma właściwe sobie błędy przyrządowe, które określa się przez okresowe sprawdzanie przyrządu za pomocą urządzenia kontrolnego. Poprawkę błędu przyrządowego prędkościomierza oznacza się ΔV_p. Wartości poprawek przedstawia się na wykresie (lub podaje się w tablicy poprawek), który umieszcza się w kabinie pilota (nawigatora).

Dopuszczalne wartości błędu przyrządowego prędkościomierzy typu US-350 i US-800 podano w załączniku 6.

Błąd aerodynamiczny prędkościomierza powstaje wskutek zniekształcenia strumienia powietrza opływającego statek powietrzny w miejscu zamocowania nadajnika ciśnień powietrza. Wartość tego błędu zależy od typu statku powietrznego, typu nadajnika ciśnień powietrza i miejsca jego zamocowania, prędkości lotu i konfiguracji statku powietrznego w stosunku do strumienia powietrznego (wypuszczenia klap, podwozia itp.).

Błąd aerodynamiczny określa się podczas prób statku powietrznego w locie, a wartość tego błędu, w różnych warunkach pomiaru jest podawana w instrukcji użytkowania danego statku powietrznego w locie. Jeżeli zmiany wartości poprawki aerodynamicznej ΔV_a zależą w niewielkim stopniu od prędkości i konfiguracji danego statku powietrznego, to poprawki te mogą być podawane na wykresie lub w tablicy poprawek, łącznie z poprawkami przyrządowymi.

Istnieją dwa błędy metodyczne prędkościomierza. Pierwszy błąd jest powodowany zmianą gęstości powietrza, drugi — zmianą jego ściśliwości.

Wskaźnik prędkościomierza jest wyskalowany dla stałej gęstości powietrza $\varrho = 1{,}225$ kg/m^3, występującej w warunkach zerowego poziomu Międzynarodowej Atmosfery Wzorcowej przy ciśnieniu atmosferycznym $P_0 = 1013{,}25$ hPa (760 mm Hg) oraz temperaturze powietrza $t_0 = +15°C$, z uwzględnieniem ściśliwości powietrza wyłącznie dla poziomu zerowego MAW. Ponieważ prędkościomierz jest używany na różnych wysokościach lotu, gdzie gęstość i ściśliwość powietrza jest inna niż w warunkach zerowego poziomu atmosfery wzorcowej, należy w obliczeniach prędkości (przyrządowej i rzeczywistej powietrznej) uwzględniać poprawki błędów wynikających z tych różnic.

Gęstość powietrza maleje ze wzrostem wysokości lotu i prędkościomierz wskazuje prędkość mniejszą od rzeczywistej prędkości powietrznej:

$$V_r = V_a \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_H}} = V_a \sqrt{\frac{P_0 \cdot T_H}{P_H \cdot T_0}} = V_a \sqrt{\frac{760 \cdot T_H}{P_H \cdot 288{,}15}}$$

Poprawkę błędu powodowanego zmianą gęstości powietrza z wy-

sokością ΔV_ϱ uwzględnia się przy przeliczaniu prędkości (przyrządowej na rzeczywistą prędkość powietrzną i odwrotnie) na suwaku lub kalkulatorze nawigacyjnym, bądź też pamięciowo, określając jej wartość według tablicy 5.1 lub za pomocą następującego przybliżonego wzoru (do 6000 m):

$$\Delta V_\varrho \approx \frac{V}{20} \cdot H$$

gdzie:

V — prędkość w km/h,
H — wysokość bezwzględna, w km.

Przykład

Obliczyć poprawkę ΔV_ϱ.
Dane: H_{bwzg}=2000 m; pora roku: lato; V_a=400 km/h.

Rozwiązanie 1 (według tabl. 5.1)
10% od 400 km/h=40 km/h

Rozwiązanie 2 (według wzoru)

$$\Delta V_\varrho \approx \frac{V}{20} \cdot H$$

$$\Delta V_\varrho \approx \frac{400}{20} \cdot 2 = 40 \text{ km/h}$$

Tablica 5.1

Poprawki błędu prędkościomierza powodowanego zmniejszaniem się gęstości powietrza ze wzrostem wysokości lotu

H [m]		200	400	600	800	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000
ΔV_ϱ	Lato	1	2	3	4	5	10	15	20	25	30	40	50	60	70
%	Zima	0,4	0,8	1,2	1,6	2	5	10	15	20	30	40	50	60	70

Uwaga: H — wysokość bezwzględna [m]; ΔV_ϱ — przybliżona wartość poprawki w % prędkości V_r lub V_a.

W czasie lotu, w miejscach gwałtownego zahamowania strumienia powietrznego (krawędzie natarcia, nadajnik ciśnień itp.), występuje gwałtowne spiętrzenie powietrza, któremu towarzyszy skokowy wzrost ciśnienia i temperatury, a w związku z tym zmie-

nia się jego ściśliwość, w porównaniu z wartością ściśliwości przyjętą do skalowania prędkościomierza, co pociąga za sobą wzrost wskazań przyrządu, którego działanie opiera się na pomiarze ciśnienia dynamicznego powietrza.

W wyniku wpływu ściśliwości powietrza wskazania prędkościomierza zwiększają się ze wzrostem wysokości i prędkości lotu, a w związku z tym poprawka na ściśliwość powietrza $\Delta V_{ść}$ ma znak ujemny. Wartość tej poprawki dla danej wysokości i prędkości lotu można odczytać z tablicy 5.2 bądź też ze specjalnego wykresu (rys. 5.2). Można ją również obliczyć według następującego przybliżonego wzoru:

$$\Delta V_{ść} \approx \frac{1}{12}\left(\frac{V_a}{100}\right)^3 \left(\frac{P_0}{P_H} - 1\right)$$

gdzie:

V_a — prędkość aerodynamiczna, w km/h;

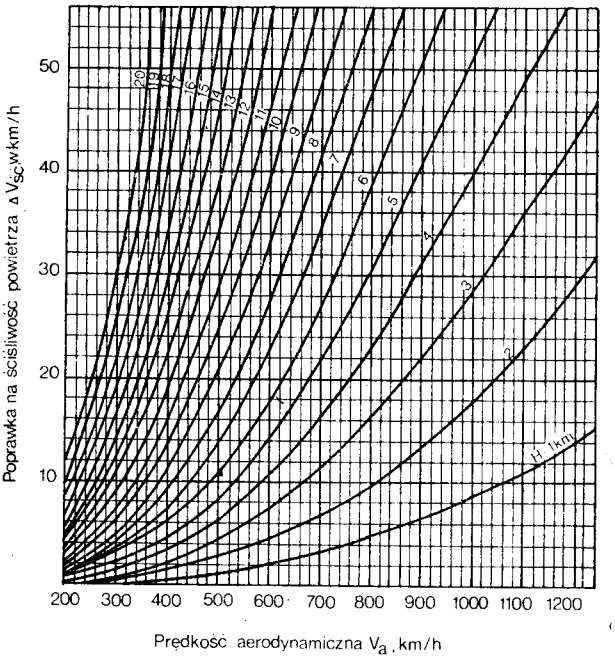
P_0, P_H — ciśnienie atmosferyczne: na poziomie zerowym MAW i na wysokości lotu, w Pa.

Tablica 5.2

Poprawki błędu prędkościomierza [km/h] powodowanego zmianą ściśliwości powietrza ze wzrostem wysokości i prędkości lotu

Wysokość barometryczna lotu [m]	V_a [km/h]					
	300	400	500	600	700	800
2 000	1	2	3	4	7	9
4 000	2	4	6	10	16	23
6 000	3	6	11	18	27	39
8 000	4	9	17	28	41	53
10 000	6	13	24	40	56	80
12 000	9	19	34	56	78	98
14 000	12	26	48	73	97	118

Na małych wysokościach i w czasie lotu z małą prędkością błąd wynikający z wpływu ściśliwości powietrza na wskazania prędkościomierza jest nieznaczny. Jednak w locie na wysokości powyżej 4000—5000 m i z prędkością większą niż 350—400 km/h należy poprawkę tego błędu uwzględniać.



Rys. 5.2. Poprawki błędu prędkościomierza powodowanego zmianą ściśliwości powietrza ze wzrostem wysokości i prędkości lotu

5.4
DWUWSKAZÓWKOWY PRĘDKOŚCIOMIERZ ZESPOLONY

5.4.1
ZASADA DZIAŁANIA

Błędy jednowskazówkowego prędkościomierza wynikające ze zmiany gęstości i ściśliwości powietrza powodują, że jego wskazania znacznie odbiegają od wartości rzeczywistej prędkości powietrznej, zwłaszcza podczas lotów na dużych wysokościach i z dużymi prędkościami. Dlatego statki powietrzne przeznaczone do lotów na dużych wysokościach i z dużymi prędkościami wyposażane są w prędkościomierze dwuwskazówkowe, zwane również zespolonymi, zintegrowanymi lub kombinowanymi. Prędkościomierz tego rodzaju jest zbudowany w ten sposób, że oprócz wskazówki wskazującej prędkość przyrządową na takiej samej zasa-

dzie, co i wskazówka prędkościomierza jednowskazówkowego, wyposażony on jest w drugą wskazówkę, napędzaną przez dodatkowy mechanizm, eliminujący błędy wynikające ze zmian gęstości i ściśliwości powietrza.

Wymieniony mechanizm składa się z puszki aneroidowej oraz wyrównawczego układu przekazującego. Dzięki zastosowaniu puszki aneroidowej i odpowiedniego układu przekazującego jej ruch na wskazówkę są eliminowane błędy wynikające ze zmian gęstości i ściśliwości powietrza, towarzyszące zmianom wysokości i prędkości lotu.

Wskazówka wskazująca prędkość przyrządową jest szersza i nosi nazwę szerokiej wskazówki prędkościomierza lub wskazówki prędkości przyrządowej, a wskazówka druga — ma mniejszą szerokość i nazywa się ją wąską wskazówką prędkościomierza lub (niezbyt ściśle) wskazówką rzeczywistej prędkości powietrznej.

5.4.2
BŁĘDY DWUWSKAZÓWKOWEGO PRĘDKOŚCIOMIERZA ZESPOLONEGO

Wskazania szerokiej wskazówki prędkościomierza są obarczone takimi samymi błędami, co i wskazania prędkościomierza jednowskazówkowego.

Wskazania wąskiej wskazówki prędkościomierza są obarczone również błędem przyrządowym i błędem aerodynamicznym. Poprawki tych błędów (ΔV_{pk} oraz ΔV_a) uwzględnia się analogicznie jak w przypadku szerokiej wskazówki. Należy przy tym podkreślić, że poprawki ΔV_{pk} dla wąskiej wskazówki są większe niż w przypadku szerokiej wskazówki, ze względu na większą liczbę mechanizmów napędzających wąską wskazówkę. Prędkość odczytana według wąskiej wskazówki poprawiona o błąd przyrządowy i aerodynamiczny nosi nazwę prędkości poprawionej V'_{pk}:

$$V'_{pk} = V_{pk} + (\pm \Delta V_{pk}) + (\pm \Delta V_a)$$

Dopuszczalne wartości błędów przyrządowych prędkościomierzy KUS-1000 i KUS-1200 podano w załączniku 7.

Ponadto wąska wskazówka prędkościomierza będzie wskazywała, w przypadku niezgodności rzeczywistej temperatury powietrza na wysokości lotu z temperaturą atmosfery wzorcowej, rzeczy-

wistą prędkość powietrzną z błędem, zwanym błędem temperaturowym prędkościomierza. W celu uwzględnienia tego błędu należy pomnożyć V'_{pk} przez pierwiastek kwadratowy ze stosunku rzeczywistej temperatury powietrza na wysokości lotu i temperatury według MAW:

$$V_r = V'_{pk} \sqrt{\frac{273{,}15 + t_H}{288{,}15 - 0{,}0065\, H_{bar}}}$$

Poprawkę tego błędu (ΔV_t) uwzględnia się w przeliczaniu prędkości na suwaku lub kalkulatorze nawigacyjnym.
Zakłada się czasem, że wskazania wąskiej wskazówki nieznacznie odbiegają od powietrznej prędkości rzeczywistej i przyjmuje się wskazywaną przez nią prędkość za V_r.

5.5
PRZELICZANIE PRĘDKOŚCI LOTU

5.5.1
PRZELICZANIE PRĘDKOŚCI PRZYRZĄDOWEJ NA RZECZYWISTĄ PRĘDKOŚĆ POWIETRZNĄ I ODWROTNIE (WSKAZANIA PRĘDKOŚCIOMIERZY JEDNOWSKAZÓWKOWYCH ORAZ SZEROKIEJ WSKAZÓWKI PRĘDKOŚCIOMIERZA DWUWSKAZÓWKOWEGO)

W przeliczeniach uwzględnia się:
— poprawkę błędu przyrządowego prędkościomierza ΔV_p,
— poprawkę błędu aerodynamicznego prędkościomierza ΔV_a,
— poprawkę błędu powodowanego zmianą ściśliwości powietrza $\Delta V_{ść}$,
— poprawkę błędu powodowanego zmianą gęstości powietrza ΔV_ϱ.
Rzeczywistą prędkość powietrzną oblicza się według wzoru:

$$V_r = V_p + (\pm \Delta V_p) + (\pm \Delta V_a) + (-\Delta V_{ść}) + (+\Delta V_\varrho)$$

Kolejność obliczeń:

— $V_a = V_p + (\pm \Delta V_p) + (\pm \Delta V_a)$

— $V_e = V_a + (-\Delta V_{śc})$

— $V_r = V_e + (+\Delta V_\varrho)$

gdzie:

V_a — prędkość aerodynamiczna (prędkość, jaką wskazywałby przy danym ciśnieniu dynamicznym prędkościomierz nie obarczony błędem przyrządowym i błędem aerodynamicznym z uwzględnieniem ściśliwości powietrza na zerowym poziomie MAW); $V_a = V_p + (\pm \Delta V_p) + (\pm \Delta V_a)$;

V_e — prędkość równoważna; prędkość aerodynamiczna poprawiona na ściśliwość powietrza dla danej wysokości lotu

$$\left(V_e = V_a \frac{f_H}{f_0} = V_r \sqrt{\frac{\varrho_H}{\varrho_0}} \right); \qquad V_e = V_a + (-\Delta V_{ść})$$

V_r — rzeczywista prędkość powietrzna; $V_r = V_e + (+\Delta V\varrho)$.

W międzynarodowej terminologii stosowanej w lotnictwie cywilnym są używane następujące skróty:

— IAS (*Indicated Air Speed*) — prędkość przyrządowa,
— CAS (*Calibrated Air Speed*) — prędkość aerodynamiczna (prędkość skalowana),
— EAS (*Equivalent Air Speed*) — prędkość równoważna; prędkość aerodynamiczna poprawiona na ściśliwość powietrza dla danej wysokości lotu,
— TAS (*True Air Speed*) — rzeczywista prędkość powietrzna.

Prędkość przyrządową oblicza się według wzoru:

$$V_p = V_r - (+\Delta V\varrho) - (-\Delta V_{ść}) - (\pm \Delta V_a) - (\pm \Delta V_p)$$

Kolejność obliczeń:

— $V_e = V_r - (+\Delta V\varrho)$
— $V_a = V_e - (-\Delta V_{ść})$
— $V_p = V_a - (\pm \Delta V_a) - (\pm \Delta V_p)$

Przykład 1

Obliczyć V_r.

Dane: V_p=220 km/h; ΔV_p=+6 km/h; ΔV_a=+5 km/h; $\Delta V_{śc}$= =0 km/h; H_{bar}=2000 m; pora roku: lato (tablica 5.1).

Rozwiązanie

1) $V_a=V_p+(\pm\Delta V_p)+(\pm\Delta V_a)$
   $V_a=220+6+5=231$ km/h
2) $V_e=V_a+(-\Delta V_{śc})$
   $V_e=231+0=231$ km/h
3) $V_r=V_e+(+\Delta V_\varrho)$; ($\Delta V_\varrho$ odczytuje się z tabl. 5.1)
   $V_r=231+22=253$ km/h

Przykład 2

Obliczyć V_p.

Dane: V_r=400 km/h; ΔV_a=−6 km/h; ΔV_p=+9 km/h; H_{bar}= =4000 m; pora roku: zima (tabl. 5.1 oraz 5.2).

Rozwiązanie

1) $V_e=V_r-(+\Delta V_\varrho)$
   $V_e=400-60=340$ km/h (ΔV_ϱ odczytuje się z tabl. 5.1)
2) $V_a=V_e-(-\Delta V_{śc})$
   $V_a=340-(-3)=343$ km/h ($\Delta V_{śc}$ odczytuje się z tabl. 5.2)
3) $V_p=V_a-(\pm\Delta V_a)-(\pm\Delta V_p)$
   $V_p=343-(-6)-(+9)=340$ km/h

5.5.2

PRZELICZANIE WSKAZAŃ WĄSKIEJ WSKAZÓWKI PRĘDKOŚCIOMIERZA ZESPOLONEGO NA RZECZYWISTĄ PRĘDKOŚĆ POWIETRZNĄ I ODWROTNIE

W przeliczeniach uwzględnia się:
— poprawkę błędu przyrządowego wąskiej wskazówki prędkościomierza ΔV_{pk};
— poprawkę błędu aerodynamicznego prędkościomierza ΔV_a;
— poprawkę temperaturową prędkościomierza ΔV_t.
Rzeczywistą prędkość powietrzną V_r oblicza się według wzoru:

$$V_r=V_{pk}+(\pm\Delta V_{pk})+(\pm\Delta V_a)+(\pm\Delta V_t)$$

gdzie:

V_{pk} — wskazania wąskiej wskazówki prędkościomierza.

Wskazania wąskiej wskazówki prędkościomierza dla danej rzeczywistej prędkości powietrznej oblicza się według wzoru:

$$V_{pk}=V_r-(\pm\Delta V_t)-(\pm\Delta V_a)-(\pm\Delta V_{pk})$$

Przykład 1

Obliczyć V_r.

Dane: $V_{pk}=480$ km/h; $\Delta V_{pk}=+10$ km/h; $\Delta V_a=-15$ km/h; $\Delta V_t=-11$ km/h; $H'_{bar}=5100$ m.

Rozwiązanie

$V_r=V_{pk}+(\pm\Delta V_{pk})+(\pm\Delta V_a)+(\pm\Delta V_t)$

$V_r=480+(+10)+(-15)+(-11)=464$ km/h

Przykład 2

Obliczyć V_{pk}.

Dane: $V_r=600$ km/h; $\Delta V_t=-10$ km/h; $\Delta V_a=-15$ km/h; $\Delta V_{pk}=+20$ km/h.

Rozwiązanie

$V_{pk}=V_r-(\pm\Delta V_t)-(\pm\Delta V_a)-(\pm\Delta V_{pk})$

$V_{pk}=600-(-10)-(-15)-(+20)=605$ km/h

5.6 LICZBA MACHA

Liczbą Macha (Ma) nazywa się stosunek rzeczywistej prędkości powietrznej statku powietrznego do prędkości dźwięku w ośrodku powietrznym. Liczbę Ma oblicza się według wzoru:

$$\mathrm{Ma}=\frac{V_r}{a}$$

gdzie:

V_r — rzeczywista prędkość powietrzna,

a — prędkość dźwięku.

Prędkość dźwięku na zerowym poziomie międzynarodowej atmosfery wzorcowej (MAW) wynosi 340,294 m/s (1225,032 km/h) i zmniejsza się w miarę zwiększania się wysokości, ze względu na zwiększanie się ściśliwości powietrza. Prędkość dźwięku i liczbę Macha dla określonej wysokości lotu można obliczyć według przybliżonych wzorów:

$$a=20{,}0468\sqrt{T_H}\approx 20\cdot\sqrt{T_H}$$

gdzie:

T_H — temperatura na wysokości w absolutnej skali termodynamicznej (Kelvina),

$$T_H = 273{,}15 + t_H$$

$$\mathrm{Ma} = \frac{V_r}{a} = \frac{V_r}{20\sqrt{273{,}15 + t_H}}$$

Przykład 1

Obliczyć liczbę Ma

Dane: $H = 11\,000$ m; $V_r = 1300$ km/h (361,1 m/s); $t_H = -56{,}5°C$.

Rozwiązanie

$$\mathrm{Ma} = \frac{V_r}{20\sqrt{273{,}15 + t_H}}$$

$$\mathrm{Ma} = \frac{361{,}1}{20\sqrt{273{,}15 - 56{,}5}} = \frac{361{,}1}{294{,}4} = 1{,}227$$

Przykład 2

Obliczyć liczbę Ma.

Dane: $H = 2000$ m; $V_r = 602$ km/h (167,2 m/s); $t_H = +2°C$.

Rozwiązanie

$$\mathrm{Ma} = \frac{167{,}2}{20\sqrt{273{,}15 + 2}} = \frac{167{,}2}{331{,}8} = 0{,}504$$

Rzeczywista prędkość powietrza (w km/h) może być obliczona w pamięci według następującego przybliżonego wzoru:

$$V_r \approx 1000\ \mathrm{Ma} + 100$$

Przykład 3

Obliczyć rzeczywistą prędkość powietrzną.

Dane: Ma = 0,912.

Rozwiązanie

$$V_r \approx 1000 \cdot \mathrm{Ma} + 100$$

$$V_r \approx 1000 \cdot 0{,}912 + 100 = 1012 \text{ km/h}$$

Liczbę Macha wskazuje wskaźnik liczby Macha, działający na tej samej zasadzie co i prędkościomierz zespolony. Wskaźnik ten jest wyposażony tylko w jedną wskazówkę, poruszającą się na tle podziałki, ocyfrowanej w dziesiętnych częściach liczby Macha. Pomiar liczby Macha ma duże znaczenie praktyczne dla statku powietrznego o dużej prędkości ze względów pilotażowych i wy-

trzymałościowych. Prędkość lotu zbliżona do prędkości dźwięku pociąga za sobą pogarszanie się właściwości aerodynamicznych statku powietrznego, doprowadzające do gwałtownej zmiany stateczności i sterowności statku (tzw. kryzys falowy). Kryzys falowy na różnych wysokościach występuje przy różnych prędkościach lotu, lecz zawsze przy tej samej liczbie Macha.

W celu prawidłowego pilotowania statku powietrznego i bezpieczeństwa jego konstrukcji, zwłaszcza w lotach z prędkością zbliżoną do prędkości dźwięku, pilot powinien bacznie uważać, aby nie przekroczyć dopuszczalnej rzeczywistej prędkości powietrznej $V_{r\,dop}$ dla danego typu statku powietrznego i wysokości lotu, warunkowanej liczbą Macha.

Przykład

Obliczyć dopuszczalną rzeczywistą prędkość powietrzną $V_{r\,dop}$, której statek powietrzny nie powinien przekroczyć na danej wysokości lotu.

Dane: dopuszczalna liczba Macha: Ma=0,9; wysokość lotu: H=4000 m; T_H=262 K.

Rozwiązanie

1) $a = 20 \cdot \sqrt{T_H}$

$a = 20 \cdot \sqrt{262} = 323{,}7$ m/s $= 1165{,}3$ km/h

2) $V_{r\,dop} = Ma \cdot a$

$V_{r\,dop} = 0{,}9 \cdot 1165{,}3 = 1048{,}8$ km/h

5.7

OBLICZANIE ZALEŻNOŚCI: DROGA, PRĘDKOŚĆ, CZAS

Zależność między drogą S, prędkością V i czasem t w ruchu jednostajnym określają następujące wzory:

$$S = V \cdot t$$

$$V = \frac{S}{t}$$

$$t = \frac{S}{V}$$

W praktyce nawigacyjnej często jest potrzebne przeliczanie prędkości z km/h na m/s lub na km/min i odwrotnie.

Prędkość wyrażoną w km/h przelicza się na m/s dzieląc liczbę km/h przez 3,6.
Prędkość wyrażoną w m/s przelicza się na km/h mnożąc liczbę m/s przez 3,6.
W celu przeliczenia w pamięci prędkości wyrażonej w km/h na m/s należy liczbę km/h podzielić przez 4 i dodać 0,1 tego ilorazu:

$$V_{[m/s]} = \frac{V_{[km/h]}}{4} + 0{,}1\,\frac{V_{[km/h]}}{4}$$

Przykład

Przeliczyć V=240 km/h na wartość wyrażoną w m/s.

Rozwiązanie

$$V = \frac{240}{4} + 0{,}1\,\frac{240}{4} = 66 \text{ m/s}$$

Przeliczanie tym sposobem daje wynik o 1% mniejszy od prawidłowego.
W celu przeliczenia w pamięci prędkości wyrażonej w m/s na km/h należy liczbę m/s pomnożyć przez 4 i odjąć 0,1 tego iloczynu:

$$V_{[km/h]} = V_{[m/s]} \cdot 4 - 0{,}1\,V_{[m/s]} \cdot 4$$

Przykład

Przeliczyć V=70 m/s na wartość wyrażoną w km/h.

Rozwiązanie

$$V = (70 \cdot 4) - 0{,}1\,(70 \cdot 4) = 252 \text{ km/h}$$

Przeliczanie prędkości wyrażonej w km/h na km/min polega na podzieleniu liczby km/h przez 60, natomiast przeliczanie prędkości wyrażonej w km/min na km/h odbywa się przez pomnożenie liczby km/min przez 60.
W celu ułatwienia przybliżonych przeliczeń prędkości, personel latający powinien znać na pamięć typowe prędkości statku powietrznego, na którym wykonuje loty, wyrażone w km/h, km/min i m/s.
Przykłady przeliczonych wartości przedstawiono w tablicy 5.3.

Tablica 5.3

Typowe prędkości wyrażone w km/h, km/min i m/s

V [km/h]	V [km/min]	V [m/s]
60	1	17
120	2	33
180	3	50
240	4	67
300	5	83
360	6	100
420	7	117

6

WPŁYW WIATRU NA LOT STATKU POWIETRZNEGO

6.1

WIATR

Powietrze stale porusza się w różnych kierunkach poziomych i pionowych w stosunku do powierzchni ziemi.

Poziomy ruch powietrza powstający wskutek różnicy ciśnień atmosferycznych na tym samym poziomie nazywa się wiatrem, a ruchy pionowe — prądami wstępującymi lub zstępującymi.

Rozróżnia się dwa rodzaje kierunku wiatru: meteorologiczny kierunek wiatru, stosowany w meteorologii, i nawigacyjny kierunek wiatru, stosowany w nawigacji.

Meteorologa interesuje kierunek, skąd wieje wiatr — jaką pogodę ten wiatr przyniesie, a nawigatora kierunek, dokąd wieje wiatr — dokąd wiatr „zaniesie" statek powietrzny.

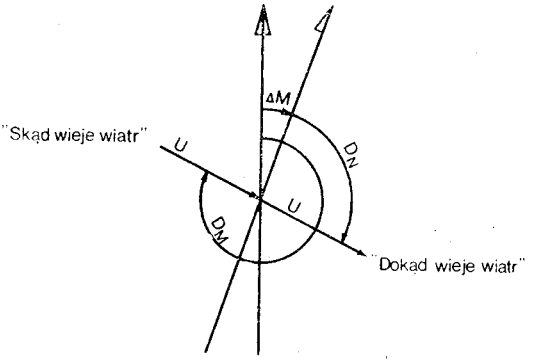
Meteorologicznym kierunkiem wiatru D_M nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego i kierunkiem „skąd wieje wiatr" (rys. 6.1).

Nawigacyjnym kierunkiem wiatru D_N nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego i kierunkiem „dokąd wieje wiatr" (rys. 6.1).

Kierunek wiatru mierzy się od północnego kierunku południka geograficznego (magnetycznego), zgodnie z ruchem wskazówek zegara od 0° do 360° (rys. 6.1).

Wiatrem punktowym nazywa się wiatr odnoszący się do określonego miejsca (punktu) i czasu.

Linią wiatru lub łożem wiatru nazywa się linię (oś), wzdłuż której wieje wiatr.



Rys. 6.1. Meteorologiczny i nawigacyjny kierunek wiatru

Kierunki wiatru przelicza się według wzorów:

$$D_M = D_N \pm 180^\circ + (\pm \Delta M)$$
$$D_N = D_M \pm 180^\circ - (\pm \Delta M)$$

Przykład

Obliczyć D_N.

Dane: $D_M = 160^\circ$; $\Delta M = -8^\circ$.

Rozwiązanie

$D_N = D_M \pm 180^\circ - (\pm \Delta M)$

$D_N = 160 + 180 - (-8) = 348^\circ$

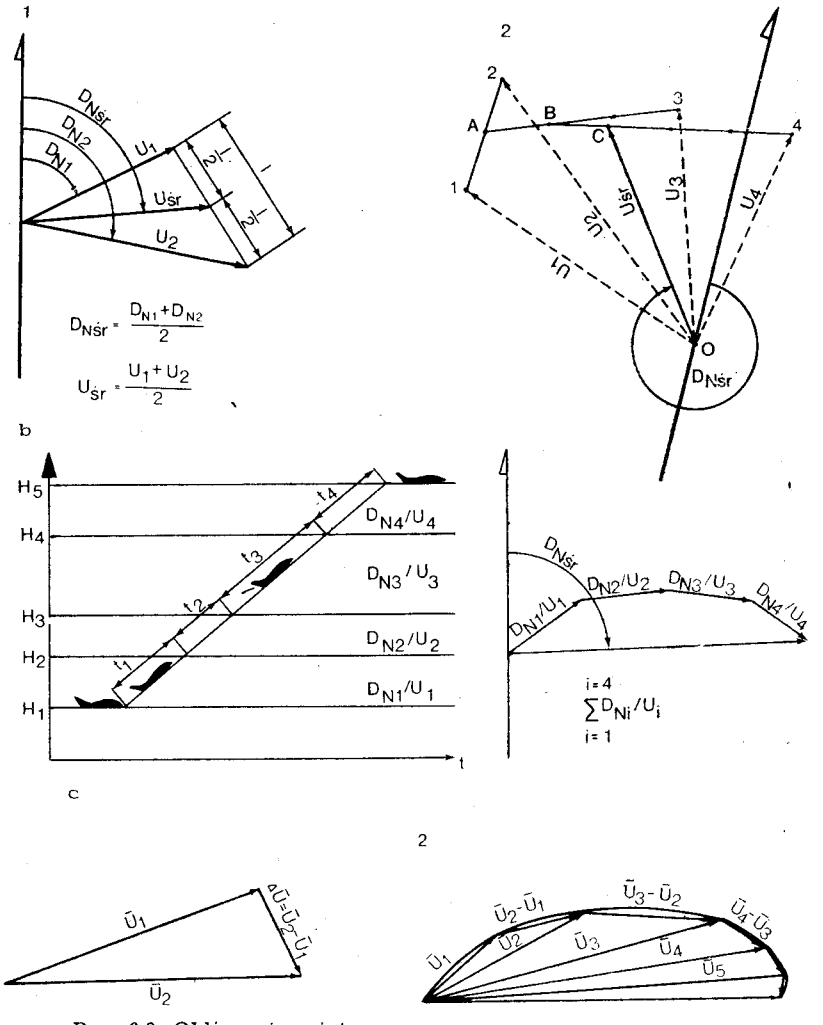
Prędkością wiatru U nazywa się prędkość poziomego ruchu powietrza względem powierzchni ziemi. Prędkość wiatru mierzy się w kilometrach na godzinę lub w metrach na sekundę.

Gdy występują różne kierunki i prędkości wiatru w rejonie lotów, przyjmuje się do obliczeń nawigacyjnych wiatr średni.

Do rozwiązywania niektórych zadań nawigacyjnych (np. zliczania drogi z uwzględnieniem wpływu wiatru) jest potrzebna znajomość wektora zmiany wiatru.

Wektorem zmiany wiatru nazywa się wektorową różnicę dwóch danych wektorów wiatru, określonych w tym samym lub w różnych odstępach czasu na tej samej lub na różnych wysokościach lotu (rys. 6.2c).

Poglądową ilustrację graficzną zmienności wektora wiatru daje tzw. spirala Ekmana, będąca miejscem geometrycznym końców wektorów wiatru (punktów wiatru) wykreślonych z jednego



Rys. 6.2. Obliczanie wiatru

a — obliczanie wektora wiatru średniego
1 — w przypadku dwóch wektorów wiatru, *2* — w przypadku czterech wektorów wiatru
b — obliczanie wiatru średniego w czasie wznoszenia (zniżania)

$$D_{N\,śr} = \frac{D_{N1}\cdot t_1 + D_{N2}\cdot t_2 + D_{N3}\cdot t_3 + D_{N4}\cdot t_4}{t_1+t_2+t_3+t_4} = \frac{\sum_{i=1}^{i=4} D_{Ni}\cdot t_i}{\sum_{i=1}^{i=4} t_i}$$

$$U_{śr} = \frac{U_1\cdot t_1 + U_2\cdot t_2 + U_3\cdot t_3 + U_4\cdot t_4}{t_1+t_2+t_3+t_4} = \frac{\sum_{i=1}^{i=4} U_i\cdot t_i}{\sum_{i=1}^{i=4} t_i}$$

c — zmienność kierunku i prędkość wiatru
1 — wektor zmiany wiatru, *2* — spirala Ekmana

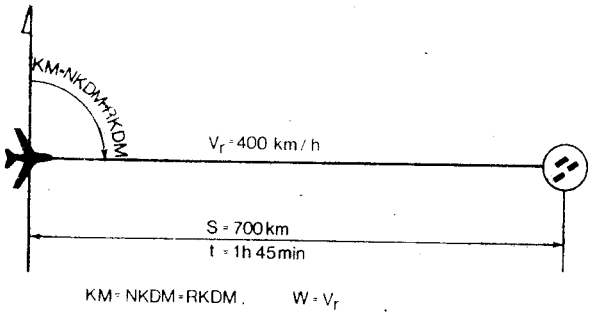
punktu i przedstawiających poziome kierunki i prędkości wiatru na tej samej lub na różnych wysokościach lotu (rys. 6.2c).

6.2

LOT STATKU POWIETRZNEGO W CISZY

W ciszy statek powietrzny będzie się poruszał w kierunku swej podłużnej osi (rys. 6.3). Jeżeli oś ta pokrywa się z nakazaną linią drogi, to utrzymywany kurs magnetyczny będzie równy nakazanemu magnetycznemu kątowi drogi i rzeczywistemu magnetycznemu kątowi drogi.

$$KM = NKDM = RKDM$$



Rys. 6.3. Lot statku powietrznego w ciszy

W tym przypadku rzeczywista prędkość powietrza V_r będzie równa prędkości poruszania się statku powietrznego względem ziemi, zwanej prędkością podróżną W, tj:

$$V_r = W$$

Czas przelotu w ciszy odcinka trasy łatwo jest obliczyć znając długość odcinka i rzeczywistą prędkość powietrzną; łatwo jest także określić długość odcinka trasy, znając czas przelotu odcinka i rzeczywistą prędkość powietrzną. Obliczenia te wykonuje się według wzorów:

$$t = \frac{S}{V_r}$$

$$S = V_r \cdot t$$

Przykład

Obliczyć czas przelotu odcinka trasy w ciszy.

Dane: $V_r=400$ km/h; długość odcinka trasy $S=700$ km (rys. 6.3).

Rozwiązanie

$$t=\frac{S}{V_r}$$

$$t=\frac{700}{400}=1{,}75 \text{ h}=1 \text{ h } 45 \text{ min}$$

6.3
LOT STATKU POWIETRZNEGO W ŁOŻU WIATRU

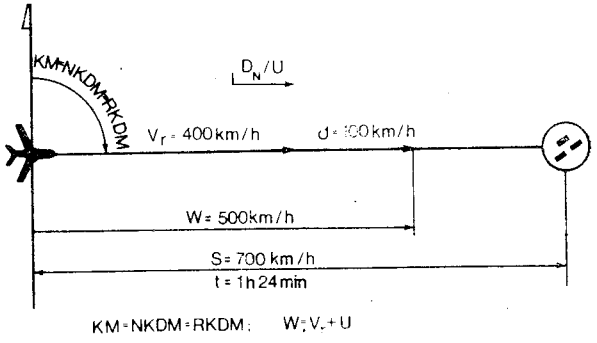
W rozpatrywanym przypadku wiatr może być tylny albo czołowy — zależnie od tego, czy lot odbywa się z wiatrem, czy pod wiatr.

6.3.1
LOT STATKU POWIETRZNEGO Z WIATREM TYLNYM

W czasie lotu statku powietrznego z wiatrem tylnym zachodzą następujące zależności (rys. 6.4):

$$KM=NKDM=RKDM$$

$$W=V_r+U$$



Rys. 6.4. Lot statku powietrznego z wiatrem tylnym

Czas przelotu odcinka trasy oraz jego długość oblicza się za pomocą wzorów:

$$t=\frac{S}{W}$$

$$S = W \cdot t$$

Przykład

Obliczyć prędkość podróżną i czas przelotu odcinka trasy z wiatrem tylnym.

Dane: $V_r = 400$ km/h; $U = 100$ km/h; $S = 700$ km (rys. 6.4).

Rozwiązanie

$$W = V_r + U$$

$$W = 400 + 100 = 500 \text{ km/h}$$

$$t = \frac{S}{W}$$

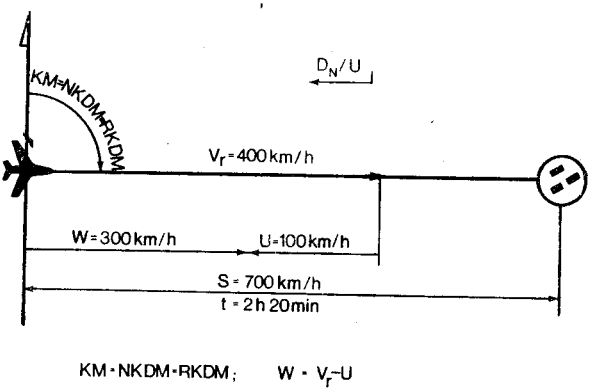
$$t = \frac{700}{500} = 1{,}4 \text{ h} = 1 \text{ h } 24 \text{ min}$$

6.3.2

LOT STATKU POWIETRZNEGO Z WIATREM CZOŁOWYM

W czasie lotu statku powietrznego z wiatrem czołowym występują zależności (rys. 6.5):

$$KM = NKDM = RKDM$$
$$W = V_r - U$$



KM=NKDM=RKDM; $W = V_r - U$

Rys. 6.5. Lot statku powietrznego z wiatrem czołowym

Czas przelotu odcinka trasy oraz jego długość oblicza się ze wzorów:

$$t = \frac{S}{W} \qquad S = W \cdot t$$

Przykład

Obliczyć prędkość podróżną i czas przelotu odcinka trasy z wiatrem czołowym.

Dane: V_r=400 km/h; U=100 km/h; S=700 km (rys. 6.5).

Rozwiązanie

$$W=V_r-U$$

$$W=400-100=300 \text{ km/h}$$

$$t=\frac{S}{W}$$

$$t=\frac{700}{300}=2{,}33 \text{ h}=2 \text{ h } 20 \text{ min}$$

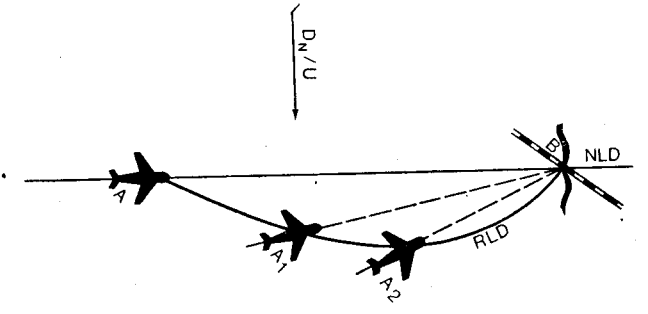
6.4

LOT STATKU POWIETRZNEGO Z WIATREM BOCZNYM

Aby statek powietrzny lecący w ciszy lub w łożu wiatru wykonywał lot po nakazanej linii drogi (aby rzeczywista linia drogi pokrywała się z nakazaną linią drogi), pilot powinien utrzymywać kurs równy nakazanemu kątowi drogi.

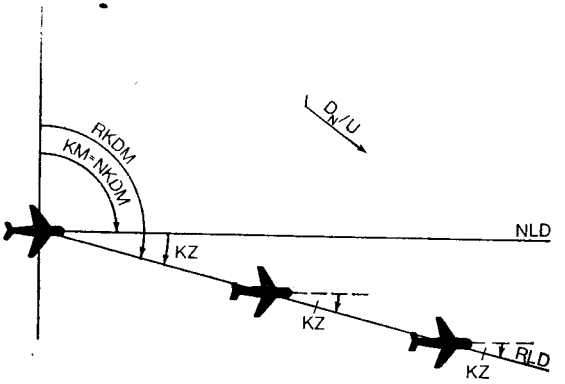
Jeżeli podczas lotu z wiatrem bocznym pilot będzie stale kierował oś statku powietrznego na oddalony punkt na NLD, to statek będzie poruszał się po linii krzywej, odchylonej w prawo lub w lewo od nakazanej linii drogi, zależnie od kierunku i prędkości wiatru (rys. 6.6).

Statek powietrzny lecący z wiatrem bocznym, utrzymujący sta-



Rys. 6.6. Lot statku powietrznego przy stałym kierowaniu osi podłużnej statku powietrznego na oddalony punkt na NLD

ły kurs równy nakazanemu kątowi drogi, nie będzie się również poruszał po nakazanej linii drogi (rys. 6.7).



Rys. 6.7. Lot statku powietrznego przy wietrze bocznym z KM=NKDM

W przypadku wpływu wiatru bocznego, statek powietrzny porusza się względem powierzchni ziemi po wypadkowej wektorów, rzeczywistej prędkości powietrznej i prędkości wiatru (rys. 6.8). Kierunek tej wypadkowej wyznacza rzeczywistą linię drogi *RLD*, a jej długość — prędkość podróżną statku powietrznego *W*.

Trójkąt składający się z wektorów: rzeczywistej prędkości powietrznej V_r, prędkości wiatru $\bar{U}$ i prędkości podróżnej W nazywa się nawigacyjnym trójkątem prędkości *NTP* (rys. 6.8).

Wektor rzeczywistej prędkości powietrznej $\overline{V_r}$ jest określony kursem magnetycznym KM i rzeczywistą prędkością powietrzną V_r.

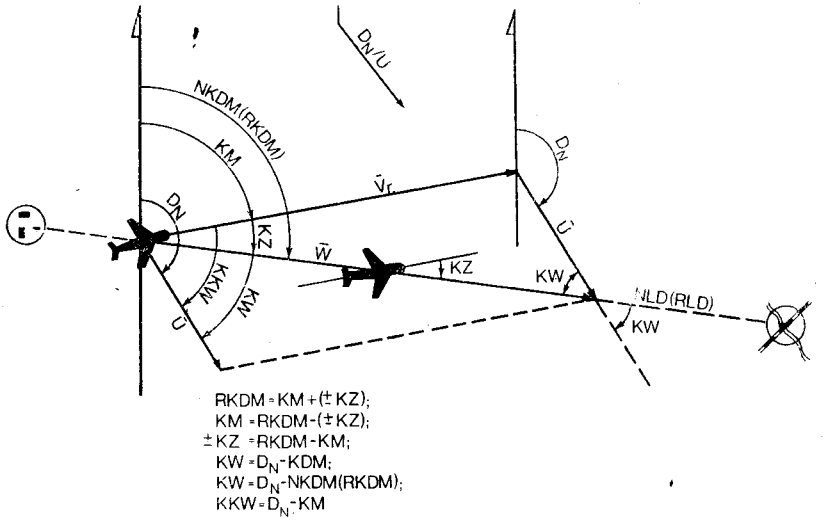
Wektor wiatru $\bar{U}$ jest określony nawigacyjnym kierunkiem wiatru D_N i prędkością wiatru U. Koniec wektora wiatru nosi umowną nazwę punktu wiatru.

Wektor prędkości podróżnej $\overline{W}$ określony jest magnetycznym kątem drogi *KDM* i prędkością podróżną *W*.

Przy rozwiązywaniu teoretycznych i praktycznych zadań nawigacyjnych bierze się również pod uwagę następujące elementy *NTP*: kąt znoszenia, kąt wiatru i kąt kursowy wiatru.

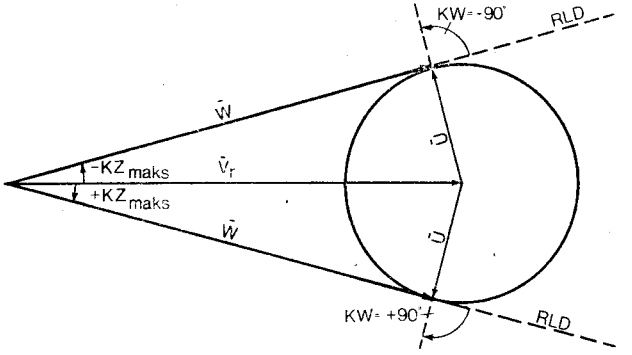
Kątem znoszenia *KZ* nazywa się kąt zawarty między wektorem rzeczywistej prędkości powietrznej (podłużną osią statku po-

wietrznego; linią kursu) i wektorem prędkości podróżnej (linią drogi). Kąt ten mierzy się od wektora rzeczywistej prędkości powietrznej (podłużnej osi statku powietrznego; linii kursu) w prawo (znak „+") oraz w lewo (znak „−", rys. 6.8).



Rys. 6.8. Nawigacyjny trójkąt prędkości NTP

Maksymalnym kątem znoszenia KZ_{maks} nazywa się kąt znoszenia występujący przy kątach wiatru $+90°$ i $-90°$ (rys. 6.9).

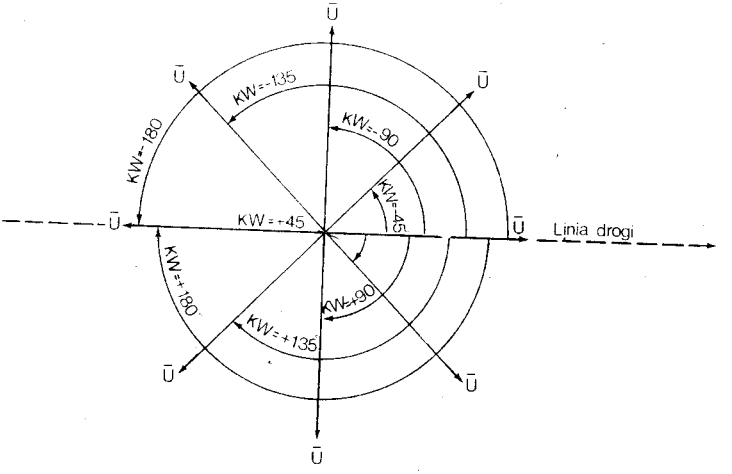


Rys. 6.9. Maksymalny kąt znoszenia

Istnieje również pojęcie aerodynamicznego kąta znoszenia KZ_a. Kąt ten powstaje w wyniku niepokrywania się wektora rzeczywistej prędkości powietrznej z kierunkiem osi podłużnej statku powietrznego (np. na samolotach wielosilnikowych, a szczególnie na śmigłowcach).

Kątem wiatru *KW* nazywa się kąt zawarty między wektorem prędkości podróżnej (linią drogi) i wektorem wiatru (linią wiatru).

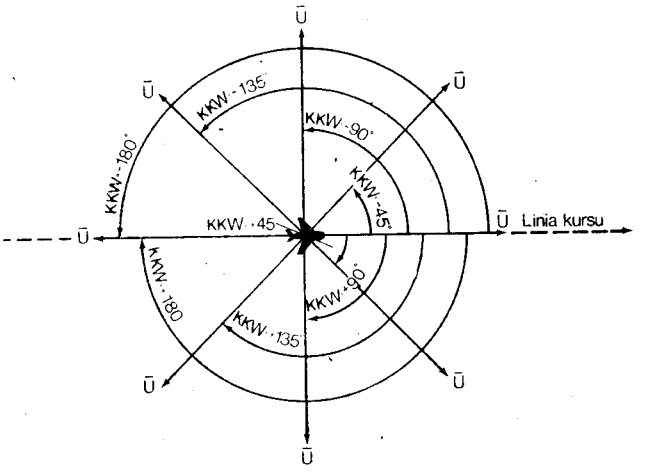
W celu uzyskania zgodności znaku kąta znoszenia ze znakiem kąta wiatru dogodnie jest mierzyć kąt wiatru w prawo i w lewo od kierunku nakazanej linii drogi, w zakresie od 0° do ±180° (rys. 6.10).



Rys. 6.10. Kąt wiatru

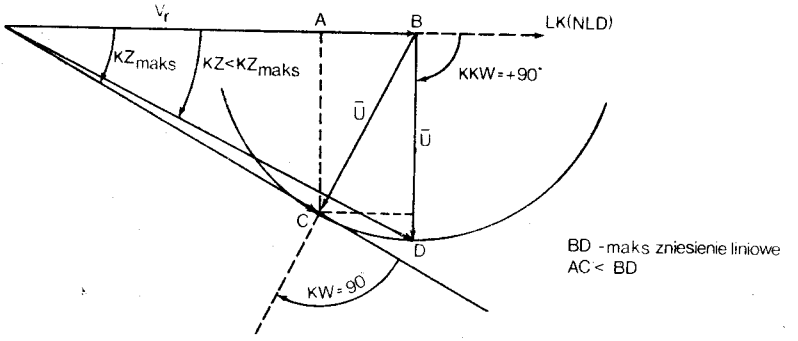
Kątem kursowym wiatru *KKW* nazywa się kąt zawarty między wektorem rzeczywistej prędkości powietrznej (podłużną osią statku powietrznego; linią kursu) i wektorem wiatru (linią wiatru) i mierzy się go podobnie jak kąt wiatru, z tą tylko różnicą, że za kierunek zerowy przyjmuje się kierunek wektora rzeczywistej prędkości powietrznej (rys. 6.11).

W czasie lotu z wiatrem bocznym maksymalne znoszenie kątowe powstaje przy kącie wiatru +90° i −90° (wiatr wieje prostopadle do linii drogi), a maksymalne znoszenie liniowe — przy



Rys. 6.11. Kąt kursowy wiatru

$KKW = +90°$ i $-90°$ (wiatr wieje prostopadle do linii kursu, rys. 6.12).

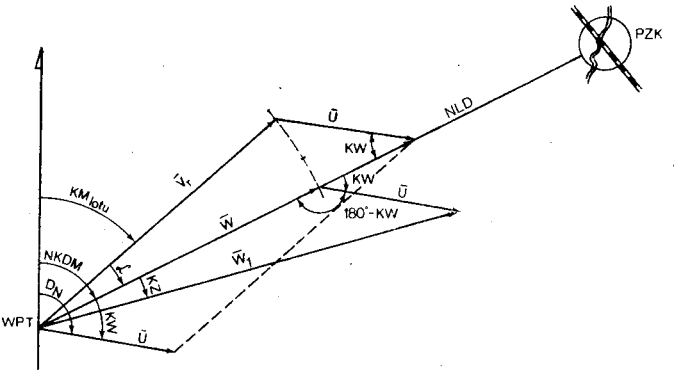


Rys. 6.12. Maksymalne znoszenie kątowe i liniowe

Aby statek powietrzny poruszał się przy wietrze bocznym po nakazanej linii drogi, tj. aby $RKDM = NKDM$, należy obliczyć taki kurs lotu, przy którym zostanie uwzględniony kąt wyprzedzenia na znoszenie przez wiatr boczny. Przy dodatnim znoszeniu kurs lotu będzie mniejszy od *NKDM* o wartość kąta wyprzedzenia, a przy znoszeniu ujemnym będzie większy od *NKDM* o wartość tego kąta.

Zależność między kątem wyprzedzenia α i kątem znoszenia, obliczonym dla $KM=NKDM$, wynika z rysunku 6.13. Zależność tę określa wzór:

$$\sin\alpha=\frac{W_1}{V_r}\cdot\sin KZ$$



Rys. 6.13. Różnica między kątem znoszenia i kątem wyprzedzenia dla lotu po nakazanej linii drogi

$$\frac{U}{\sin\alpha}=\frac{V_r}{\sin KW};\ \frac{U}{\sin KZ}=\frac{W_1}{\sin(180^\circ-KW)}$$

$$\sin\alpha\cdot V_r=W_1\cdot\sin KZ$$

Przykład

Obliczyć kąt wyprzedzenia.

Dane: $V_r=600$ km/h; $W_1=650$ km/h; $KZ=8^\circ$.

Rozwiązanie

$$\sin\alpha=\frac{W_1}{V_r}\cdot\sin KZ$$

$$\sin\alpha=\frac{650}{610}\cdot\sin 8^\circ=0{,}1483$$

$$\alpha=8^\circ32'$$

W praktyce nawigacyjnej różnica między kątem znoszenia i kątem wyprzedzenia ma znaczenie czysto teoretyczne i w obliczeniach nie jest brana pod uwagę, tzn. przyjmuje się, że kąt znoszenia dla lotu po nakazanej linii drogi równa się kątowi wyprzedzenia, a w związku z tym KM lotu$=NKDM-(\pm KZ)$.

6.5

OBLICZANIE ELEMENTÓW NAWIGACYJNEGO TRÓJKĄTA PRĘDKOŚCI

Nawigacyjny trójkąt prędkości kreśli się i oblicza względem kierunku południka magnetycznego (z wyjątkiem kreśleń na mapie) z uwagi na to, że kierunek ten jest kierunkiem pośrednim między kierunkiem geograficznym i busoli.

6.5.1 OBLICZANIE KĄTA WIATRU

Kąt wiatru oblicza się według wzoru:

$$KW = D_N - NKDM$$

Jeżeli w rezultacie obliczenia kąta wiatru według tego wzoru otrzymuje się wynik przekraczający $\pm 180°$, to w celu zachowania przyjętej zasady mierzenia kąta wiatru w zakresie $0° \pm 180°$, należy zmienić znak otrzymanego wyniku na przeciwny i wziąć kąt dopełniający wynik do 360°.

Przykład 1

Obliczyć *KW*.
Dane: $D_N = 130°$; $NKDM = 50°$.
Rozwiązanie

$KW = D_N - NKDM$
$KW = 130 - 50 = +80°$

Przykład 2

Obliczyć *KW*.
Dane: $D_N = 30°$; $NKDM = 220°$.
Rozwiązanie

$KW = D_N - NKDM$
$KW = 30 - 220 = -190°$
$KW = +170°$

6.5.2 OBLICZANIE KĄTA KURSOWEGO WIATRU

Kąt kursowy wiatru oblicza się ze wzorów:

$$KKW = D_N - KM$$
$$KKW = KW + (\pm KZ)$$

Przykład

Obliczyć KKW.

Dane: $D_N=45°$; $KM=315°$

Rozwiązanie

$KKW=D_N-KM$

$KKW=45-315=-270°$

$KKW=+90°$

6.5.3

OBLICZANIE KĄTA ZNOSZENIA

Wartość liczbową kąta znoszenia oblicza się według wzoru:

$$\sin KZ=\frac{U}{V_r}\cdot\sin KW$$

Wzór ten został wyprowadzony z zależności występujących w nawigacyjnym trójkącie prędkości na podstawie twierdzenia sinusów:

$$\frac{U}{\sin KZ}=\frac{V_r}{\sin KW}$$

Ponieważ sinusy małych kątów (a taki jest KZ) można przyjąć jako same kąty wyrażone w radianach ($1°\approx\frac{1}{60}$), to $\sin KZ=\frac{KZ}{60}$ i wówczas wzór będzie miał postać:

$$\frac{KZ}{60}=\frac{U}{V_r}\cdot\sin KW$$

stąd

$$KZ=\frac{U\cdot 60}{V_r}\cdot\sin KW$$

Przykład

Obliczyć KZ.

Dane: $U=48$ km/h; $V_r=300$ km/h; $KW=+30°$.

Rozwiązanie

$$KZ=\frac{U\cdot 60}{V_r}\cdot\sin KW$$

$$KZ = \frac{48 \cdot 60}{300} \cdot 0{,}5 \approx 5^\circ$$

6.5.4
OBLICZANIE MAKSYMALNEGO KĄTA ZNOSZENIA

Wartość liczbową maksymalnego kąta znoszenia oblicza się według wzoru:

$$\sin KZ_{maks} = \frac{U}{V_r}$$

lub pamięciowo, według wzoru przybliżonego:

$$KZ_{maks} = \frac{U \cdot 60}{V_r}$$

bądź też według wzoru:

$$KZ_{maks} = \frac{U \text{ [km/h]}}{V_r \text{ [km/min]}}$$

Przykład

Obliczyć KZ_{maks}.

Dane: $U = 30$ km/h; $V_r = 240$ km/h $= 4$ km/min

Rozwiązanie 1

$$\sin KZ_{maks} = \frac{U}{V_r}$$

$$\sin KZ_{maks} = \frac{30}{240} = 0{,}125$$

$$KZ = 7^\circ 11'$$

Rozwiązanie 2

$$KZ_{maks} = \frac{U \cdot 60}{V_r}$$

$$KZ_{maks} = \frac{30 \cdot 60}{240} = 7{,}5^\circ$$

$$KZ_{maks} = 7^\circ 30'$$

Rozwiązanie 3

$$KZ_{maks} = \frac{U \text{ [km/h]}}{V_r \text{ [km/min]}}$$

$$KZ_{maks} = \frac{30}{4} = 7{,}5°$$

$$KZ_{maks} = 7°30'$$

6.5.5
OBLICZANIE PAMIĘCIOWE KĄTA ZNOSZENIA W ZALEŻNOŚCI OD KĄTA WIATRU I MAKSYMALNEGO KĄTA ZNOSZENIA

Kąt znoszenia oblicza się w pamięci według wzoru:

$$KZ = KZ_{maks} \cdot \sin KW$$

Aby rozwiązać zadanie według tego wzoru, należy obliczyć uprzednio KZ_{maks}, a następnie pomnożyć ten kąt przez odpowiednią wartość sinusa kąta wiatru, zapamiętaną z tablicy 6.1.

Tablica 6.1

Wartości sinusa i cosinusa kąta wiatru przyjmowane do obliczeń pamięciowych

KW	0° 180°	30° 150°	45° 135°	60° 120°	90°
sin KW	0,0	0,5	0,7	0,9	1,0
cos KW	1	0,9	0,7	0,5	0,0

Przykład

Obliczyć KZ w pamięci.

Dane: $KW = +45°$; $V_r = 420$ km/h $= 7$ km/min; $U = 28$ km/h.

Rozwiązanie

$$KZ_{maks} = \frac{28}{7} = 4°$$

$$KZ = KZ_{maks} \cdot \sin KW$$

$$KZ = 4 \cdot 0{,}7 \approx 3°$$

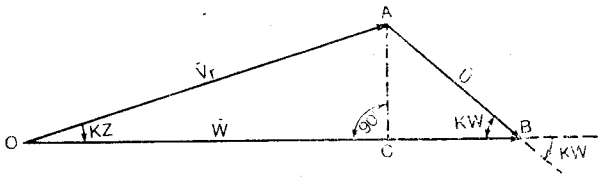
$$KZ = +3°$$

6.5.6
OBLICZANIE PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ

Prędkość podróżną oblicza się według wzoru:

$$W = V_r \cdot \cos KZ + U \cdot \cos KW$$

Wzór ten wynika z zależności (rys. 6.14):



Rys. 6.14. Ogólna zależność prędkości podróżnej od kąta znoszenia i kąta wiatru

$$W = OC + CB; \quad OC = V_r \cdot \cos KZ; \quad CB = U \cdot \cos KW$$

Ponieważ kąty znoszenia są zwykle nieduże, a wartości cosinusów małych kątów są bliskie jedności, przyjmuje się, że:

$$W \approx V_r + U \cdot \cos KW$$

Przykład

Obliczyć W.
Dane: $V_r = 390$ km/h; $U = 36$ km/h; $KW = \pm 140°$.
Rozwiązanie
$W = V_r + U \cdot \cos KW$
$W = 390 + 36 \cdot (-0{,}7660) = 362$ km/h

Prędkość podróżną oblicza się w pamięci według podanego wzoru, zaokrąglając odpowiednio wartości cosinusów KW (tabl. 6.1):

$$W \approx V_r + U \cdot \cos KW$$

Przykład

Obliczyć W w pamięci.
Dane: $V_r = 800$ km/h; $KW = \pm 120°$; $U = 60$ km/h.
Rozwiązanie
$W = V_r + U \cdot \cos KW$
$W = 800 + 60 \cdot (-0{,}5) = 770$ km/h

6.5.7
OBLICZANIE RZECZYWISTEGO MAGNETYCZNEGO KĄTA DROGI

Rzeczywisty magnetyczny kąt drogi oblicza się według wzoru:

$$RKDM = KM + (\pm KZ)$$

Przykład

Obliczyć *RKDM*.
Dane: $KM=98°$; $KZ=-12°$.

Rozwiązanie

$RKDM=KM+(\pm KZ)$
$RKDM=98+(-12)=86°$

6.5.8
OBLICZANIE KURSU MAGNETYCZNEGO DLA LOTU PO NAKAZANEJ LINII DROGI

Kurs magnetyczny oblicza się ze wzoru:

$$KM=NKDM-(\pm KZ)$$

Przykład

Obliczyć *KM*.
Dane: $NKDM=148°$; $KZ=-11°$

Rozwiązanie

$KM=NKDM-(\pm KZ)$

$KM=148-(-11)=159°$

6.6 OBLICZANIE KURSU POWROTNEGO PO TEJ SAMEJ LINII DROGI

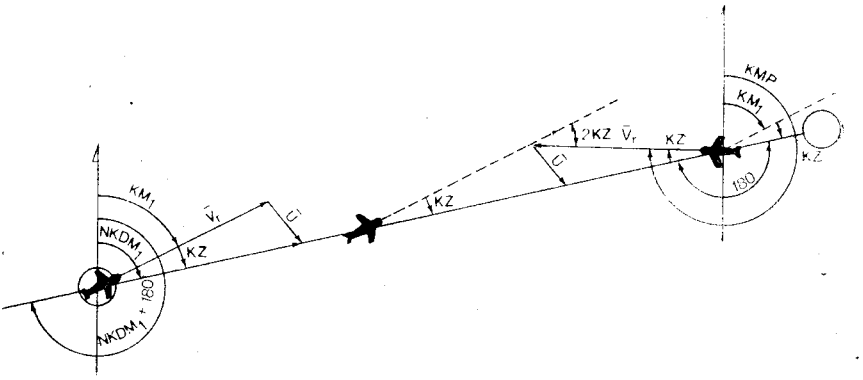
W razie konieczności zawrócenia statku powietrznego z trasy i powrotu do punktu odlotu (punktu wyjściowego), konieczne jest obliczenie kursu powrotnego lotu po tej linii drogi (*KMP*). Kurs powrotny, przy założeniu stałej rzeczywistej prędkości powietrznej i stałego wiatru, można obliczyć graficznie według podanych uprzednio zasad bądź też obliczyć na podstawie wzorów wynikających z rysunku 6.15.

$$KMP=KM_1\pm 180°+(\pm 2\,KZ_1)$$

$$KMP=NKDM_1\pm 180°+(\pm KZ_1)$$

Przykład

Obliczyć kurs powrotny *KMP*.
Dane: $KM_1=63°$; $KZ_1=+14°$.



Rys. 6.15. Kurs powrotny dla lotu po tej samej linii drogi

Rozwiązanie

$KMP = KM_1 \pm 180° + (\pm 2\,KZ_1)$

$KMP = 63 + 180 + 28 = 271°$

Przykład

Obliczyć kurs powrotny KMP.

Dane: $NKDM_1 = 77°$; $KZ_1 = +14°$.

Rozwiązanie

$KMP = NKDM_1 \pm 180° + (\pm KZ_1)$

$KMP = 77 + 180 + 14 = 271°$

6.7

OBLICZANIE CZASU PRZELOTU ODCINKA TRASY, PRZEBYTEJ DROGI I PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ

Czas przelotu odcinka trasy t, przebytą drogę S oraz prędkość podróżną W oblicza się według wzorów:

$$t = \frac{S}{W}$$

$$S = W \cdot t$$

$$W = \frac{S}{t}$$

Przykład 1

Obliczyć czas przelotu odcinka trasy.

Dane: $S = 150$ km; $W = 450$ km/h.

Rozwiązanie

$$t = \frac{S}{W} \qquad t = \frac{150}{450} = \frac{1}{3}\text{h}; \quad t = 20 \text{ min}$$

Przykład 2

Obliczyć długość odcinka trasy.
Dane: $W = 390$ km/h $= 6{,}5$ km/min; $t = 14$ min.

Rozwiązanie

$S = W \cdot t$

$S = 6{,}5 \cdot 14 = 91$ km

Przykład 3

Obliczyć prędkość podróżną.
Dane: $S = 120$ km; $t = 12$ min.

Rozwiązanie

$$W = \frac{S}{t}$$

$$W = \frac{120}{12} = 10 \text{ km/min}$$

$W = 600$ km/h

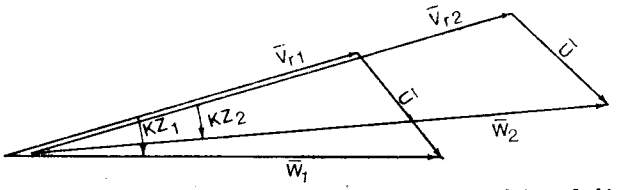
6.8

ZALEŻNOŚCI ELEMENTÓW NAWIGACYJNEGO TRÓJKĄTA PRĘDKOŚCI

Elementy nawigacyjnego trójkąta prędkości pozostają w ścisłej zależności i zmiana jednego z nich pociąga za sobą zmianę pozostałych. W praktyce nawigacyjnej najistotniejsza jest zależność KZ i W od zmian rzeczywistej prędkości powietrznej, prędkości wiatru i kąta wiatru.

6.8.1 ZALEŻNOŚĆ KĄTA ZNOSZENIA I PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ OD ZMIANY RZECZYWISTEJ PRĘDKOŚCI POWIETRZNEJ

W locie ze stałym wiatrem i stałym kursem kąt znoszenia zmniejsza się ze zwiększaniem się rzeczywistej prędkości powietrznej, a zwiększa się — z jej zmniejszeniem (rys. 6.16).
Prędkość podróżna natomiast zmienia się odpowiednio do zmiany rzeczywistej prędkości powietrznej, a mianowicie ze zwiększe-



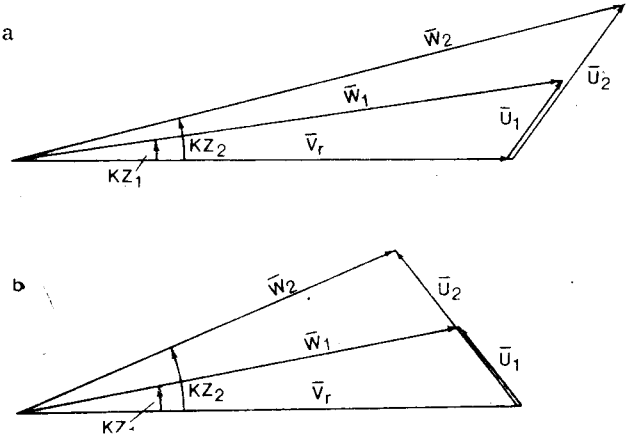
Rys. 6.16. Zależność kąta znoszenia i prędkości podróżnej od zmiany rzeczywistej prędkości powietrznej

niem rzeczywistej prędkości powietrznej prędkość podróżna zwiększa się, a ze zmniejszeniem rzeczywistej prędkości powietrznej prędkość podróżna zmniejsza się.

W obliczeniach nawigacyjnych przyjmuje się często, że zmiana rzeczywistej prędkości powietrznej powoduje proporcjonalną zmianę prędkości podróżnej, tzn. że o ile km/h zmieni się rzeczywista prędkość powietrzna, o tyle km/h zmieni się prędkość podróżna.

6.8.2 ZALEŻNOŚĆ KĄTA ZNOSZENIA I PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ OD ZMIANY PRĘDKOŚCI WIATRU

W locie ze stałą rzeczywistą prędkością powietrzną i ze stałym kursem kąt znoszenia zwiększa się ze zwiększaniem się prędkości wiatru, a ze zmniejszeniem się prędkości wiatru — kąt znoszenia zmniejsza się (rys. 6.17).



Rys. 6.17. Zależność kąta znoszenia i prędkości podróżnej od zmiany prędkości wiatru
a — przy wietrze tylno-bocznym, *b* — przy wietrze czołowo-bocznym

Prędkość podróżna zwiększa się ze zwiększaniem się prędkości wiatru tylnego i tylno-bocznego, a ze zmniejszeniem prędkości wiatru — prędkość podróżna zmniejsza się (rys. 6.17*a*).
Prędkość podróżna zmniejsza się ze zwiększaniem się prędkości wiatru czołowego i czołowo-bocznego, a ze zmniejszaniem się prędkości tego wiatru prędkość podróżna zwiększa się (rys. 6.17*b*).

6.8.3 ZALEŻNOŚĆ KĄTA ZNOSZENIA I PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ OD ZMIANY KĄTA WIATRU

Kąt wiatru podczas lotu nie jest stały i jego wartość zmienia się w wyniku zmiany kierunku wiatru i kierunku lotu.
Na rysunku 6.18 zilustrowano wpływ zmiany kąta wiatru na kąt znoszenia i prędkość podróżną, przy stałej prędkości wiatru i stałej rzeczywistej prędkości powietrznej. W tym celu naniesiono w określonej skali wektor rzeczywistej prędkości powietrznej $\overline{AB}$. Z końca tego wektora (punkt B) promieniem równym prędkości wiatru U w tejże skali zatoczono koło. Obwód koła będzie geometrycznym miejscem położenia końców wektorów wiatru i końców wektorów prędkości podróżnej.
Jeżeli na rysunku będzie się zmieniać położenie końca wektora wiatru na obwodzie koła, to kąt wiatru będzie się zmieniał, a jednocześnie z tym będzie się zmieniał kąt znoszenia i prędkość podróżna.
Jeżeli $KW = 0^\circ$ i $\pm 180^\circ$, to:

$$KZ = 0^\circ$$

$$W = V_r + U \text{ przy } KW = 0^\circ$$

$$W = V_r - U \text{ przy } KW = \pm 180^\circ.$$

Jeżeli $KW \pm 90^\circ$:

$$KZ = \pm KZ_{maks}$$

$$W \approx V_r$$

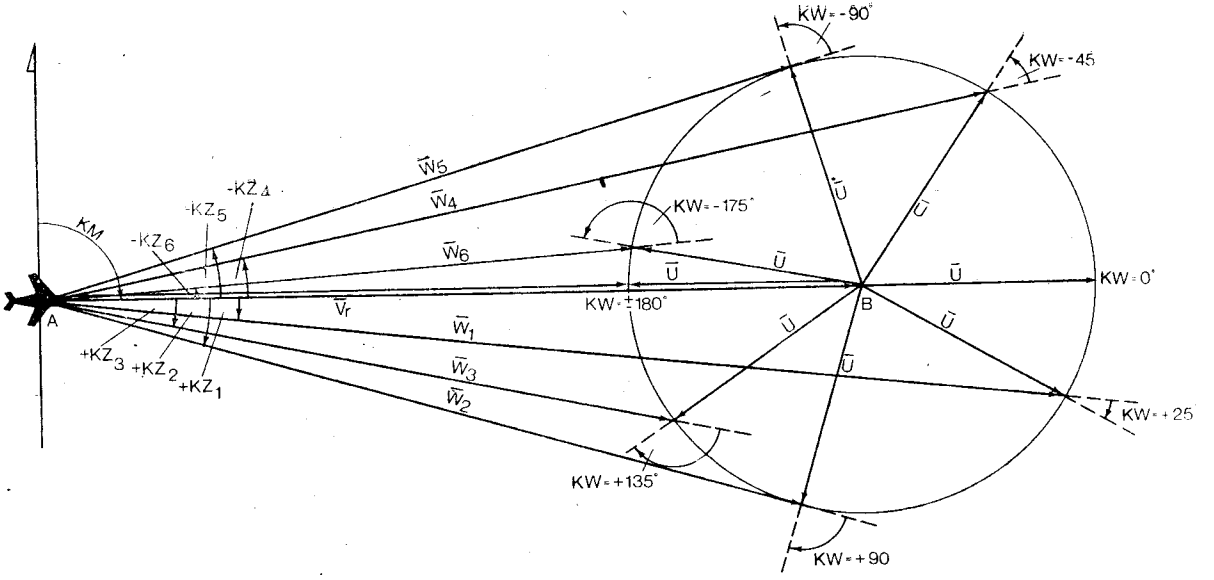
Jeżeli KW jest zawarty w granicach od 0° do $\pm 90^\circ$:

$$W > V_r$$

Jeżeli KW jest zawarty w granicach od $\pm 90^\circ$ do $\pm 180^\circ$:

$$W < V_r$$

a KZ zmienia się proporcjonalnie do zmiany sin KW.



Rys. 6.18. Zależność kąta znoszenia i prędkości podróżnej od zmiany kąta wiatru

6.9
ROZWIĄZYWANIE NAWIGACYJNEGO TRÓJKĄTA PRĘDKOŚCI METODĄ GRAFICZNĄ

Ze stosowanych metod rozwiązywania nawigacyjnego trójkąta prędkości najbardziej poglądowa jest metoda graficzna. Przez wykreślenie znanych elementów nawigacyjnego trójkąta prędkości można obliczyć jego elementy nieznane. Obliczenie może być wykonane na kartce papieru lub bezpośrednio na mapie.

Podczas obliczania graficznego nawigacyjnego trójkąta prędkości należy pamiętać, że:

1) wektor rzeczywistej prędkości powietrznej $\overline{V_T}$ wykreśla się zgodnie z kursem magnetycznym, a wektor prędkości podróżnej $\overline{W}$ — zgodnie z magnetycznym kątem drogi,
2) koniec wektora rzeczywistej prędkości powietrznej i początek wektora wiatru schodzą się w jednym punkcie,
3) koniec wektora prędkości podróżnej pokrywa się z końcem wektora wiatru.

Przed obliczaniem graficznym *NTP* dobrze jest uzmysłowić sobie przestrzenne położenie wektorów.

6.9.1
OBLICZANIE GRAFICZNE KĄTA ZNOSZENIA, KURSU MAGNETYCZNEGO I PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ

Kąt znoszenia, kurs magnetyczny i prędkość podróżną oblicza się według nakazanego magnetycznego kąta drogi, rzeczywistej prędkości powietrznej oraz kierunku i prędkości wiatru (rys. 6.19).

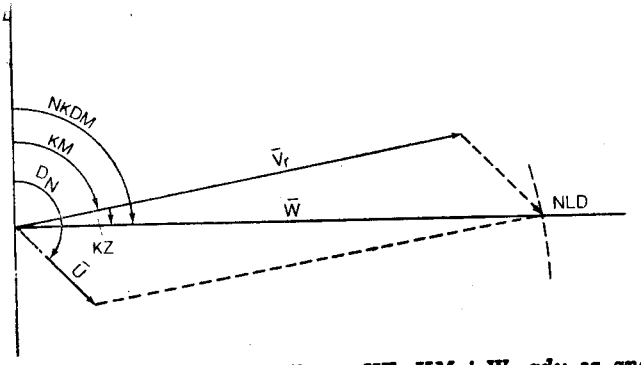
Przykład

Obliczyć graficznie kąt znoszenia, kurs magnetyczny i prędkość podróżną.

Dane: $NKDM=90°$; $V_T=300$ km/h; $D_N=135°$; $U=70$ km/h; skala 1 cm — 50 km/h (rys. 6.19).

Rozwiązanie

1) Wykreślamy południk magnetyczny przez wybrany punkt.
2) Od tego punktu wykreślamy nakazaną linię drogi i w przyjętej skali wektor wiatru.
3) Z końca wektora wiatru promieniem równym rzeczywistej prędkości powietrznej w przyjętej skali zataczamy cyrklem łuk do przecięcia się go z nakazaną linią drogi; punkt przecięcia jest końcem wektora prędkości podróżnej.

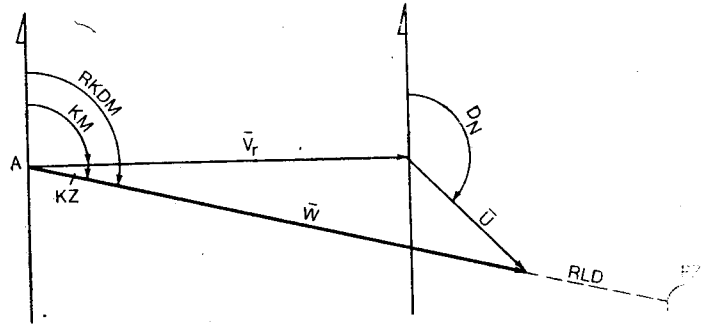


Rys. 6.19. Obliczanie graficzne KZ, KM i W, gdy są znane: NKDM, V_r, D_N i U

4) Za pomocą linijki i kątomierza przenosimy równolegle wektor wiatru tak, aby jego koniec pokrył się z końcem wektora prędkości podróżnej.
5) Łączymy początek układu z początkiem wektora wiatru, uzyskując w ten sposób wektor $\bar{V}_r$.
6) Mierzymy za pomocą kątomierza i linijki szukane wartości *KM*, *KZ* i *W*; *KM*=80°; *KZ*=+10°; *W*=347 km/h.

6.9.2
OBLICZANIE GRAFICZNE KĄTA ZNOSZENIA, RZECZYWISTEGO MAGNETYCZNEGO KĄTA DROGI I PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ

Kąt znoszenia, rzeczywisty magnetyczny kąt drogi i prędkość podróżną oblicza się na podstawie kursu magnetycznego, rzeczywistej prędkości powietrznej, nawigacyjnego kierunku i prędkości wiatru (rys. 6.20).



Rys. 6.20. Obliczanie graficzne KZ, RKDM i W, gdy są znane: KM, V_r, D_N i U

Przykład

Obliczyć graficznie kąt znoszenia, rzeczywisty magnetyczny kąt drogi i prędkość podróżną.

Dane: $KM=90°$; $V_T=300$ km/h; $D_N=135°$; $U=70$ km/h; skala 1 cm — 50 km/h (rys. 6.20).

Rozwiązanie

1) Wykreślamy południk magnetyczny.
2) Wykreślamy od dowolnego punktu południka, w przyjętej podziałce, wektor rzeczywistej prędkości powietrznej.
3) Przez koniec wektora rzeczywistej prędkości powietrznej kreślimy południk magnetyczny i z końca tego wektora wykreślamy, w przyjętej skali, wektor wiatru.
4) Łączymy początek wektora rzeczywistej prędkości powietrznej z końcem wektora wiatru. Odcinek ten jest wektorem prędkości podróżnej; kąt zawarty między wektorem rzeczywistej prędkości powietrznej i wektorem prędkości podróżnej jest kątem znoszenia, a kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego a wektorem prędkości podróżnej jest rzeczywistym magnetycznym kątem drogi.
5) Mierzymy kątomierzem kąt znoszenia i rzeczywisty magnetyczny kąt drogi, a linijką — długość wektora prędkości podróżnej.
6) Kąt znoszenia wynosi $+8°$, rzeczywisty magnetyczny kąt drogi — $98°$, a prędkość podróżna — 353 km/h.

6.9.3 OBLICZANIE GRAFICZNE RZECZYWISTEJ PRĘDKOŚCI POWIETRZNEJ, KĄTA ZNOSZENIA I KURSU MAGNETYCZNEGO DLA POTRZEBNEJ (NAKAZANEJ) PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ

Rzeczywistą prędkość powietrzną, kąt znoszenia i kurs magnetyczny oblicza się na podstawie nakazanego magnetycznego kąta drogi, kierunku i prędkości wiatru oraz potrzebnej (nakazanej) prędkości podróżnej (rys. 6.21).

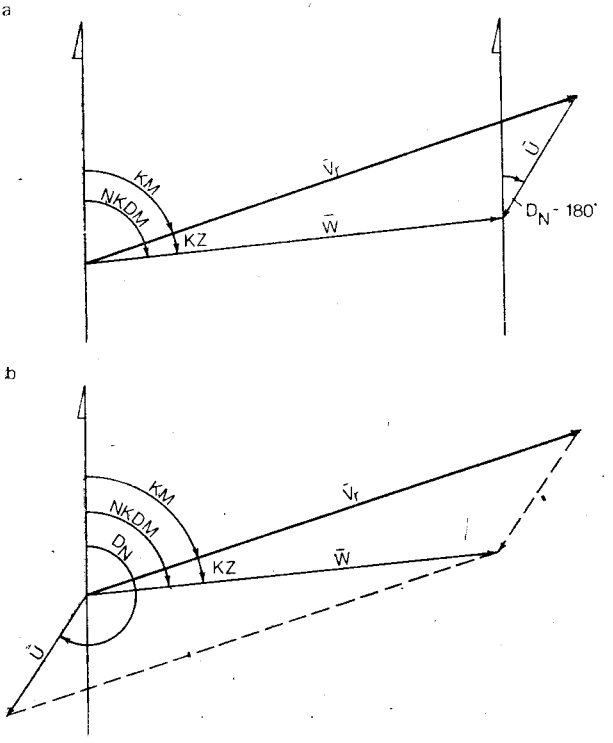
Przykład

Obliczyć graficznie rzeczywistą prędkość powietrzną, kąt znoszenia i kurs magnetyczny.

Dane: $NKDM=85°$; $W_{potrz}=280$ km/h; $D_N=214°$; $U=70$ km/h; skala: 1 cm — 50 km/h (rys. 6.21*a*).

Rozwiązanie

— Wykreślamy południk magnetyczny.
— Wykreślamy od wybranego punktu południka nakazaną linię drogi i na niej odmierzamy, w przyjętej podziałce, wektor prędkości podróżnej.



Rys. 6.21. Obliczanie graficzne V_r, KZ i KM, gdy są znane: NKDM, D_N, U i potrzebna (nakazana) prędkość podróżna

— Od końca wektora prędkości podróżnej odkładamy, w przyjętej skali w kierunku przeciwnym do nawigacyjnego kierunku wiatru (34°) odcinek równy wektorowi wiatru.

— Łączymy początek wektora prędkości podróżnej z początkiem wektora wiatru — odcinek ten jest wektorem rzeczywistej prędkości powietrznej.

— Mierzymy linijką długość wektora rzeczywistej prędkości powietrznej, a kątomierzem — kurs magnetyczny i kąt znoszenia:

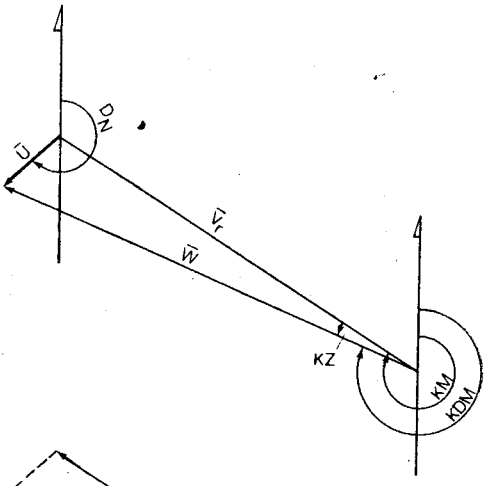
V_r=333 km/h; KM=76°; KZ=+9°

Powyższy przykład można rozwiązać metodą równoległoboku (rys. 6.21*b*).

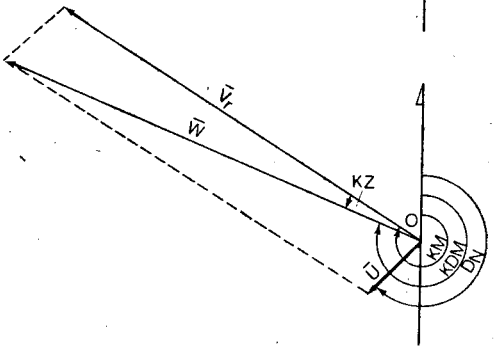
6.9.4 OBLICZANIE GRAFICZNE KIERUNKU I PRĘDKOŚCI WIATRU

Sposób graficznego obliczania kierunku i prędkości wiatru, kiedy są znane: kurs magnetyczny, rzeczywista prędkość powietrzna, kąt znoszenia i prędkość podróżna, ilustruje rysunek 6.22.

a



b



Rys. 6.22. Obliczanie graficzne D_N i U, gdy są znane: KM, V_r, KZ i W

a — przez połączenie końców wektora $\bar{V}_r$ i $\bar{W}$; *b* — metodą równoległoboku

Przykład

Obliczyć graficznie kierunek i prędkość wiatru.

Dane: $KM=302°$; $V_r=280$ km/h; $KZ=-9°$; $W=297$ km/h; skala 1 cm — 50 km/h (rys. 6.22*a*).

Rozwiązanie

— Wykreślamy południk magnetyczny.

— Wykreślamy od wybranego punktu południka, w przyjętej skali, wektor rzeczywistej prędkości powietrznej.

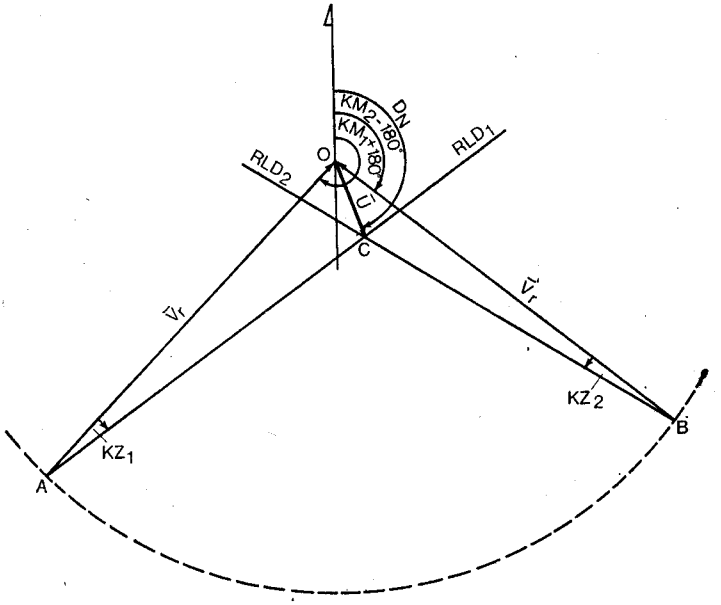
— Odmierzamy od wektora rzeczywistej prędkości powietrznej w lewo — 9° i wykreślamy w przyjętej skali wektor prędkości podróżnej.

— Łączymy końce wymienionych wektorów; otrzymany odcinek jest wektorem wiatru.

— Przez początek wektora wiatru przeprowadzamy południk magnetyczny

i mierzymy kątomierzem nawigacyjnym kierunek wiatru, a linijką — długość wektora wiatru.
— Nawigacyjny kierunek wiatru wynosi 228°, a prędkość wiatru 50 km/h.

Podany przykład można również rozwiązać metodą równoległoboku (rys. 6.22b). W tym celu łączymy koniec wektora rzeczywistej prędkości powietrznej z końcem wektora prędkości podróżnej, a następnie budujemy równoległobok oparty na wykreślonym odcinku i wektorze rzeczywistej prędkości powietrznej. Bok równoległoboku, mający swój początek w punkcie *O*, jest wektorem wiatru.
Sposób obliczania graficznego kierunku i prędkości wiatru według dwóch kątów znoszenia, zmierzonych na dwóch kursach magnetycznych, przy stałej rzeczywistej prędkości powietrznej ilustruje rysunek 6.23.



Rys. 6.23. Obliczanie graficzne D_N *i U według dwóch KZ*

Przykład

Obliczyć graficznie nawigacyjny kierunek i prędkość wiatru.

Dane: $KM_1=45°$; $KZ_1=+10°$; $KM_2=308°$; $KZ_2=-7°$; $V_r=280$ km/h; skala 1 cm — 50 km/h.

Rozwiązanie

— Przez punkt O kreślimy południk magnetyczny i z tego punktu wykreślamy dwie linie kursów pod kątem $KM_1+180°=225°$ i $KM_2-180°=128°$.

— Z punktu O zataczamy cyrklem łuk o promieniu równym w przyjętej skali $V_r=280$ km/h, do przecięcia się jego z liniami kursów.

— Z punktów A i B przecięcia się łuku z liniami kursów wykreślamy pod odpowiednimi kątami znoszenia $KZ_1=+10°$ i $KZ_2=-7°$ rzeczywiste linie drogi do przecięcia się ich w punkcie C.

— Łączymy punkty O i C, otrzymując wektor wiatru. Punkt O jest początkiem tego wektora, a C jego końcem.

— Mierzymy kątomierzem nawigacyjny kierunek wiatru, a linijką prędkości wiatru: $D_N=160°$; $U=50$ km/h.

W taki sam sposób rozwiązujemy zadanie związane z obliczaniem kierunku i prędkości wiatru według 3 kątów znoszenia zmierzonych na 3 kursach magnetycznych, przy stałej powietrznej prędkości rzeczywistej, z tą różnicą, że końcem wektora wiatru jest punkt przecięcia się 3 linii dróg. Jeżeli linie dróg nie przecinają się w jednym punkcie, tworząc mały trójkąt, to jako koniec wektora wiatru przyjmujemy środek tego trójkąta. Określanie D_N/U według 3 kątów znoszenia jest bardziej dokładne niż według 2 kątów znoszenia.

Obliczanie graficzne kierunku i prędkości wiatru według dwóch prędkości podróżnych, zmierzonych na dwóch kursach magnetycznych, przy stałej rzeczywistej prędkości powietrznej zilustrowano na rysunku 6.24.

Przykład

Obliczyć graficznie nawigacyjny kierunek i prędkość wiatru.

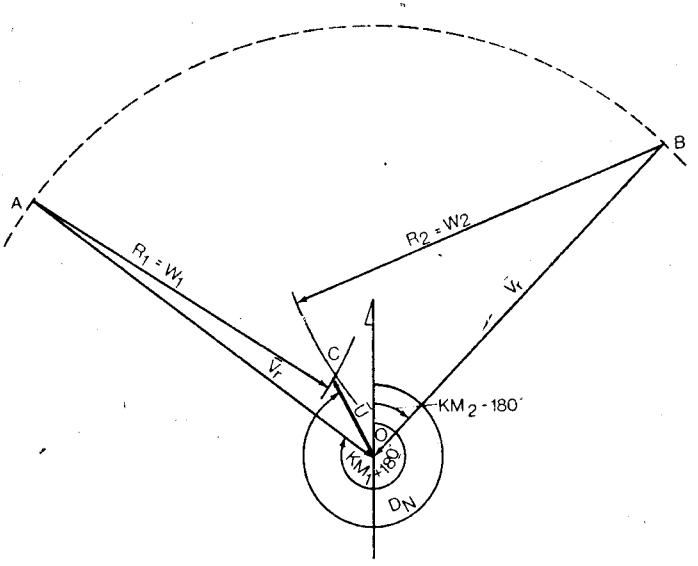
Dane: $KM_1=127°$; $W_1=227$ km/h; $KM_2=224°$; $W_2=260$ km/h; $V_r=280$ km/h; skala 1 cm — 50 km/h.

Rozwiązanie

— Przez punkt O kreślimy południk magnetyczny i z tego punktu wykreślamy 2 linie kursów pod kątami $KM_1+180°=307°$ i $KM_2-180°=44°$.

— Z punktu O zataczamy cyrklem łuk o promieniu równym w przyjętej skali $V_r=280$ km/h, do przecięcia się jego z liniami kursów w punktach A i B.

— Z punktów przecięcia zataczamy odpowiednio w przyjętej skali rozwartością cyrkla łuki $W_1=227$ km/h i $W_2=260$ km/h.



Rys. 6.24. Obliczanie graficzne D_N i U według dwóch W

— Punkt przecięcia się tych łuków C jest końcem wektora wiatru. Początek wektora wiatru O pokrywa się z końcem wektora rzeczywistej prędkości powietrznej.
— Mierzymy kątomierzem nawigacyjny kierunek wiatru, a linijką prędkość wiatru: $D_N = 335°$; $U = 50$ km/h.

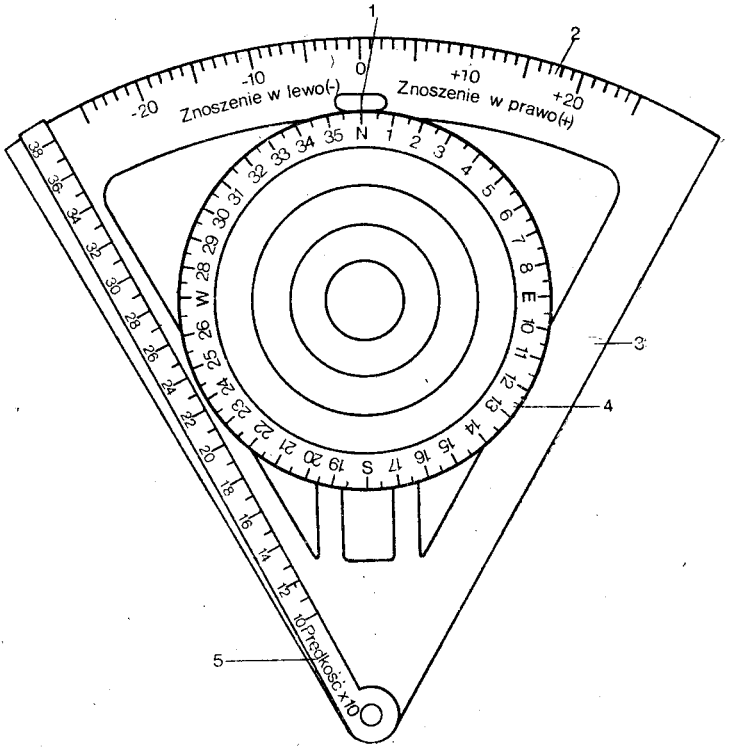
6.10 ROZWIĄZYWANIE NAWIGACYJNEGO TRÓJKĄTA PRĘDKOŚCI NA WIATROMIERZU

W celu ułatwienia pilotowi (nawigatorowi) wykonywania obliczeń graficznych stosuje się różnej konstrukcji wiatromierze oraz suwaki (kalkulatory) nawigacyjne.

Wiatromierz jest jak gdyby ruchomym nawigacyjnym trójkątem prędkości (grafomechaniczna metoda rozwiązywania NTP).

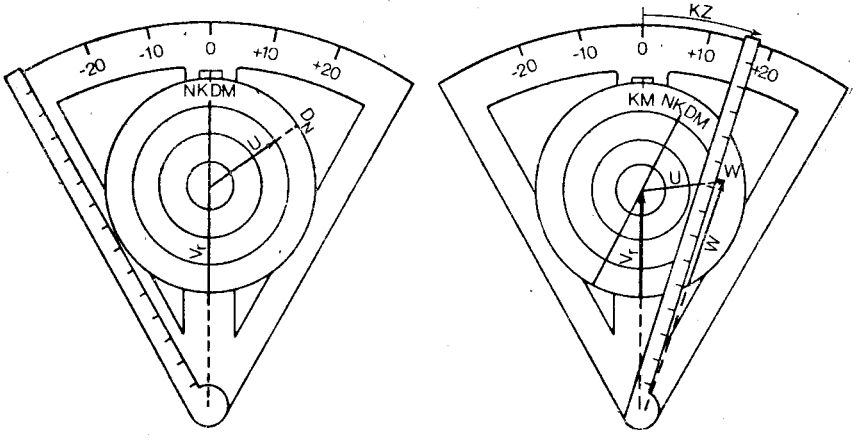
Jeden z często stosowanych wiatromierzy przedstawiono na rysunku 6.25.

Podstawa przyrządu ma kształt sektora (wycinka koła). Na jego łuku naniesiona jest podziałka kątów znoszenia. Zero podziałki



Rys. 6.25. Budowa wiatromierza:

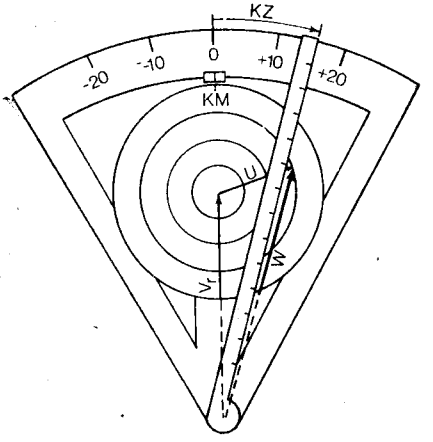
1 — kreska kursowa, *2* — podziałka kątów znoszenia, *3* — sektor, *4* — krąg azymutalny, *5* — linijka z podziałkami prędkości



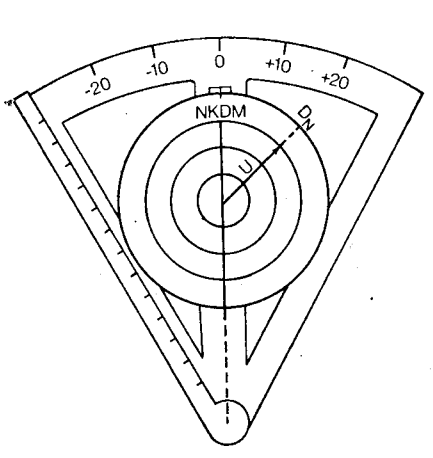
Rys. 6.26. Obliczanie KZ, KM i W, gdy są znane: NKDM, Vr, DN i U

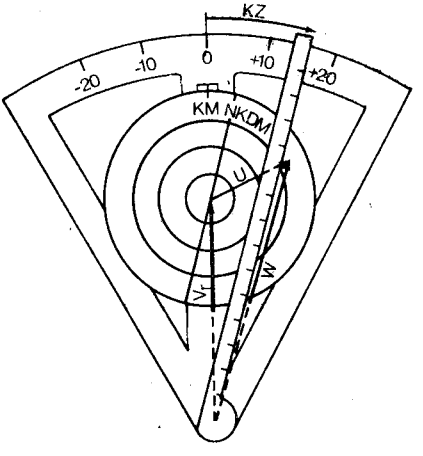
kątów znoszenia znajduje się naprzeciw osi sektora — zwanej kreską kursową. Na linii osi sektora znajduje się wycięcie, wzdłuż którego przesuwa się krąg azymutalny.

Krąg ten można umocować w żądanym położeniu. Na obwodzie kręgu azymutalnego znajduje się podziałka od 0° do 360°, a na jego powierzchni są oznaczone w równych odstępach koła współ-

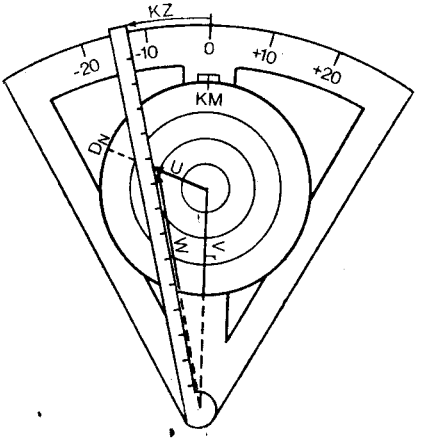


Rys. 6.27. Obliczanie KZ, RKDM i W, gdy są znane KM, V_r, D_N i U

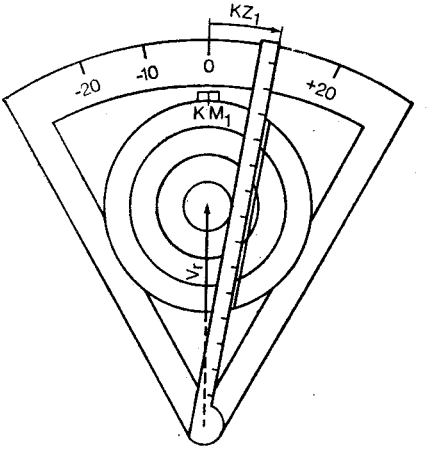


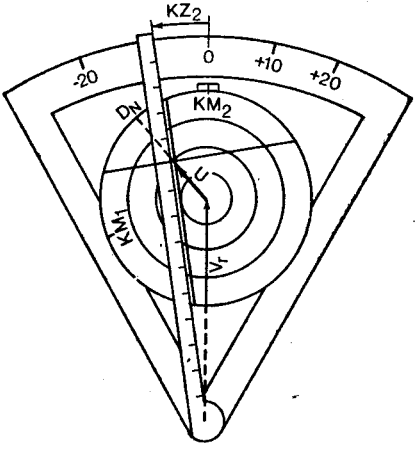


Rys. 6.28. Obliczanie V_r, KZ i KM przy znanym NKDM, D_N, U i potrzebnej (nakazanej) W

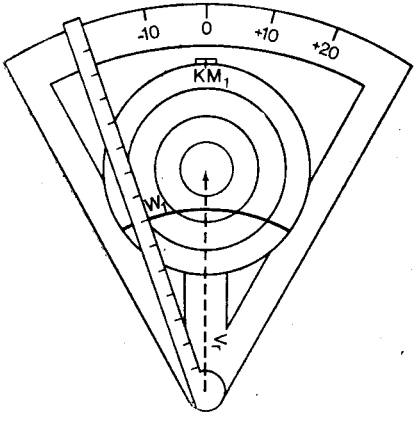


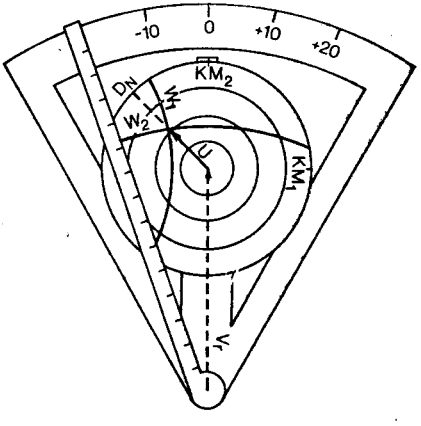
Rys. 6.29. Obliczanie D_N i U, gdy są znane KM, V_r, KZ i W





Rys. 6.30. Obliczanie D_N i U według dwóch KZ





Rys. 6.31. Obliczanie D_N i U według dwóch W

środkowe. Przy rozwiązywaniu zadań środek kręgu azymutalnego przedstawia koniec wektora rzeczywistej prędkości powietrznej.

Linijka prędkości jest umocowana jednym końcem w wierzchołku podstawy przyrządu, będącym początkiem wektora rzeczywistej prędkości powietrznej. Drugi koniec linijki może się przesuwać po podziałce kątów znoszenia. Na prawej krawędzi linijki jest naniesiona podziałka prędkości.

Krąg azymutalny służy do nastawiania kursów i nakazanych kątów drogi, nanoszenia wektora wiatru i innych obliczeń. Linijka prędkości służy do nastawiania środka kręgu na rzeczywistą prędkość powietrzną oraz do nanoszenia kątów drogi, odczytywania prędkości podróżnej i wartości innych elementów nawigacyjnego trójkąta prędkości.

Przykłady obliczeń elementów nawigacyjnych trójkąta prędkości na opisanym wiatromierzu przedstawiono na rysunkach od 6.26 do 6.31.

Inny typ wiatromierza przedstawiono na rysunku 6.32.

6.11
SPOSOBY OKREŚLANIA (POMIARU) KĄTA ZNOSZENIA W CZASIE LOTU

6.11.1
WSTĘP

Kąt znoszenia można określić w czasie lotu następującymi sposobami:

1) według znanego wiatru (np. na wiatromierzu; na suwaku lub kalkulatorze nawigacyjnym; graficznie lub w pamięci),
2) według dwóch pozycji statku powietrznego,
3) według linii (nabieżnika) obiektów orientacyjnych;
4) według obiektu liniowego,
5) według bocznego odchylenia,
6) według „biegu ziemi",
7) za pomocą pokładowego wizjera,

8) według radionamiarów, podczas lotu od radiolatarni (radionamiernika) lub do radiolatarni (radionamiernika),
9) za pomocą urządzenia dopplerowskiego służącego do pomiaru kąta znoszenia,
10) za pomocą panoramicznego radiolokatora pokładowego,
11) za pomocą innych urządzeń nawigacyjnych,
12) według nachylenia powierzchni izobarycznej.

Z wymienionych sposobów zostaną rozpatrzone tylko niektóre z nich, mogące znaleźć zastosowanie w praktyce nawigacyjnej, przy wykorzystaniu najczęściej stosowanego podstawowego wyposażenia nawigacyjnego statków powietrznych. Opis pomiarów kątów znoszenia za pomocą wizjerów (celowników) podano kierując się względami dydaktycznymi.

6.11.2
OBLICZANIE KĄTA ZNOSZENIA WEDŁUG ZNANEGO WIATRU

Sposoby obliczania kąta znoszenia według znanego wiatru opisano w punktach 6.5.3, 6.9.1, 6.9.2 i 6.9.3 oraz przedstawiono na rysunkach 6.19, 6.20, 6.21, 6.26, 6.27 i 6.28.

6.11.3
OKREŚLANIE KĄTA ZNOSZENIA WEDŁUG DWÓCH POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO

Kąt znoszenia określa się następująco:

— ustalamy wzrokowo lub za pomocą środków nawigacyjnych pozycję statku powietrznego i oznaczamy ją na mapie (rys. 6.33),

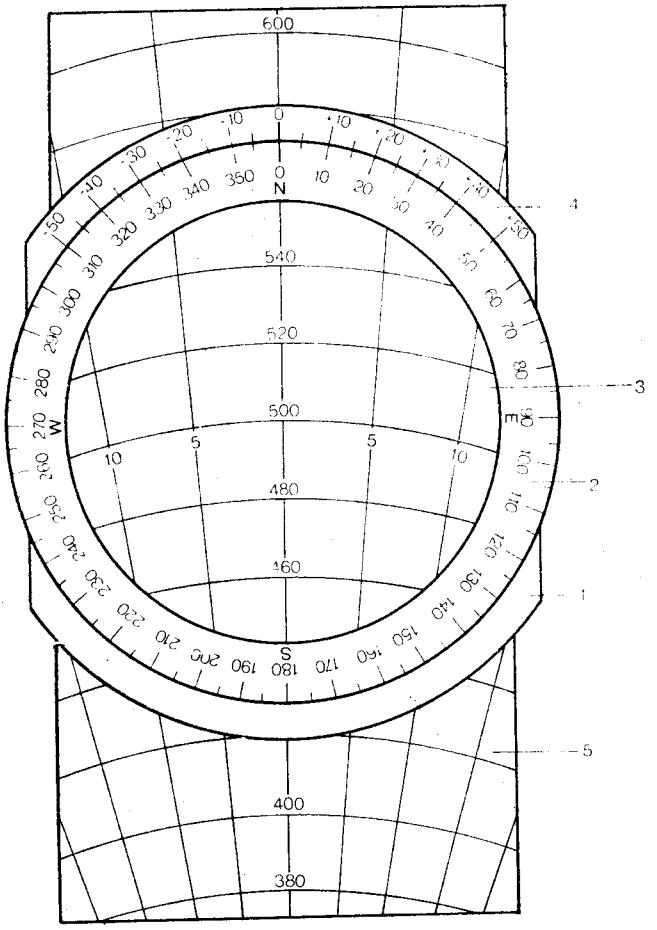
— utrzymujemy dokładnie kurs, prędkość i wysokość lotu,

— po pewnym czasie (kilka do kilkunastu minut) ustalamy ponownie pozycję statku powietrznego i oznaczamy ją na mapie,

— otrzymane pozycje statku powietrznego wyznaczają *RLD*; łączymy je linią prostą i za pomocą kątomierza mierzymy *RKDG*,

— obliczamy *RKDM* według wzoru: $RKDM = RKDG - (\pm \Delta M)$,

— obliczamy *KZ* według wzoru: $KZ = RKDM - KM_{śr.}$



Rys. 6.32. Budowa wiatromierza

1 — podstawa, *2* — krąg azymutalny, *3* — przeźroczysta szybka, *4* — podziałka kątów znoszenia, *5* — tarcza z łukami współśrodkowymi prędkości i liniami kątów znoszenia

Dokładność określania *KZ* tym sposobem zależy od dokładności ustaleń pozycji statku powietrznego i pomiaru *RKDG* oraz od dokładności utrzymywania stałego kursu magnetycznego.

Przykład

Obliczyć *RKDM* i *KZ* (rys. 6.33).

Dane: $KM_{tr}=80°$, $RKDG=100°$; $\Delta M=+10°$.

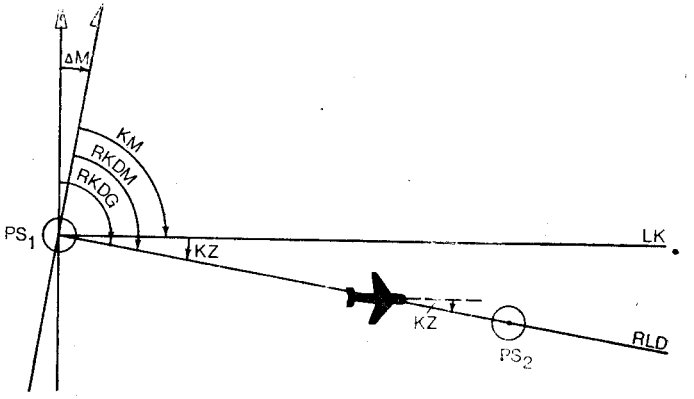
Rozwiązanie

$RKDM = RKDG - (\pm \Delta M)$

$RKDM = 100 - 10 = 90°$

$KZ = RKDM - KM_{śr}$

$KZ = 90 - 80 = +10°$

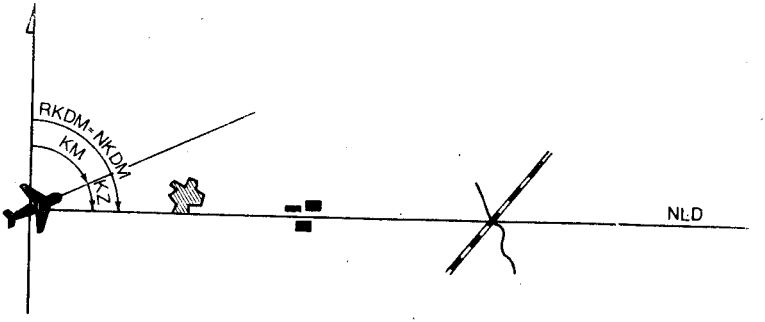


Rys. 6.33. Określanie kąta znoszenia według dwóch pozycji statku powietrznego

6.11.4

OKREŚLANIE KĄTA ZNOSZENIA WEDŁUG LINII (NABIEŻNIKA) OBIEKTÓW ORIENTACYJNYCH

W celu określenia kąta znoszenia tym sposobem wybiera się 2—3 obiekty znajdujące się na nakazanej linii drogi (rys. 6.34). Podczas lotu, obserwując linię obiektów, dobiera się taki kurs, aby statek powietrzny poruszał się po nakazanej linii drogi. Wów-



Rys. 6.34. Określanie kąta znoszenia według linii (nabieżnika) obiektów orientacyjnych

czas *RKDM* będzie równy *NKDM*. Znając *RKDM* i $KM_{śr}$ można obliczyć *KZ* według wzoru:

$$KZ = RKDM - KM_{śr}$$

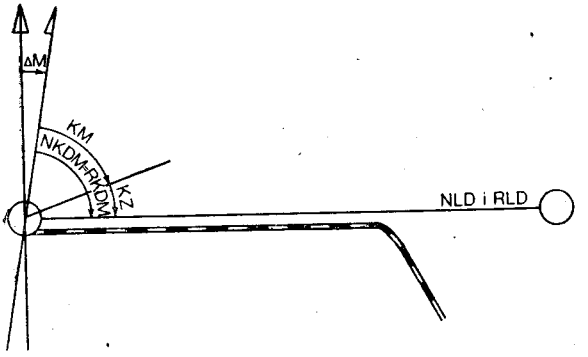
6.11.5
OKREŚLANIE KĄTA ZNOSZENIA WEDŁUG OBIEKTU LINIOWEGO

W celu określenia kąta znoszenia według obiektu liniowego wybiera się na mapie taki obiekt liniowy, który pokrywa się z nakazaną linią drogi.

Podczas lotu dobiera się taki kurs, z którym statek powietrzny będzie poruszał się wzdłuż wybranego obiektu liniowego (rys. 6.35) i wówczas *RKDM* będzie równy *NKDM*. Znając *RKDM* i $KM_{śr}$, można obliczyć *KZ* według wzoru:

$$KZ = RKDM - KM_{śr}$$

Jeżeli na *NLD* nie ma obiektu liniowego, można wykorzystać obiekt liniowy przebiegający w bezpośrednim pobliżu *NLD* i równolegle do niej.



Rys. 6.35. Określanie kąta znoszenia według obiektu liniowego

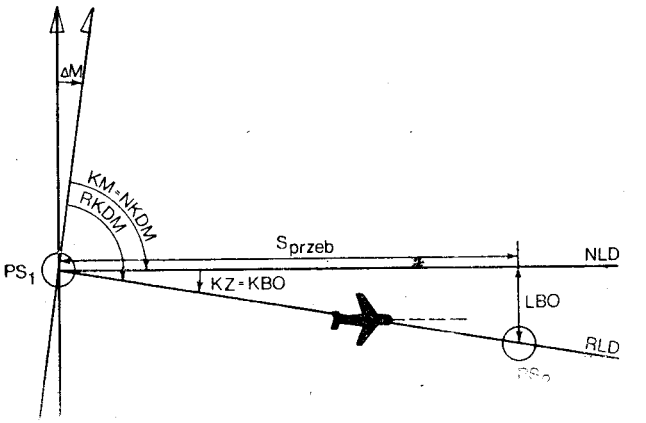
6.11.6
OKREŚLANIE KĄTA ZNOSZENIA WEDŁUG BOCZNEGO ODCHYLENIA

Najmniejszą odległość pozycji statku powietrznego od nakazanej linii drogi nazywa się liniowym bocznym odchyleniem — *LBO*.

Kąt zawarty między nakazaną i rzeczywistą linią drogi nazywa

się kątowym bocznym odchyleniem — *KBO*. Kątowe boczne odchylenie mierzone w prawo od nakazanej linii drogi ma znak dodatni, a mierzone w lewo — znak ujemny.

W celu określenia kąta znoszenia według bocznego odchylenia wykonuje się lot z *KM* równym *NKDM* od wybranego punktu znajdującego się na nakazanej linii drogi i po upływie pewnego czasu (kilka do kilkunastu minut), porównuje się mapę z terenem, ustala pozycję statku powietrznego na mapie i mierzy linijką liniowe boczne odchylenie (*LBO*) oraz przebytą odległość S_{przeb} (rys. 6.36).



Rys. 6.36. Określanie kąta znoszenia według bocznego odchylenia

Następnie oblicza się kątowe boczne odchylenie (*KBO*) według przebytej odległości i *LBO*, posługując się wzorem:

$$\operatorname{tg} KBO = \frac{LBO}{S_{przeb}}$$

Jeżeli w powyższym wzorze tangens kąta zamienić na wartość tego kąta wyrażoną w radianach, to otrzymamy wzór przybliżony:

$$KBO = \frac{LBO \cdot 60}{S_{przeb}}$$

Podczas lotu z kursem magnetycznym równym nakazanemu magnetycznemu kątowi drogi kąt znoszenia będzie równy kątowemu

bocznemu odchyleniu. Jeżeli rzeczywista linia drogi jest odchylona od nakazanej linii drogi w prawo, kąt znoszenia jest dodatni, a jeśli w lewo — ujemny.

Przykład

Obliczyć KZ według LBO.

Dane: $KM=NKDM$; $S_{przeb}=60$ km; $LBO=+10$ km.

Rozwiązanie 1

$$\operatorname{tg} KBO=\frac{LBO}{S_{przeb}}$$

$$\operatorname{tg} KBO=\frac{10}{60}=0{,}1666; \quad KBO=9°28'; \quad KZ=KBO=+9°28'$$

Rozwiązanie 2

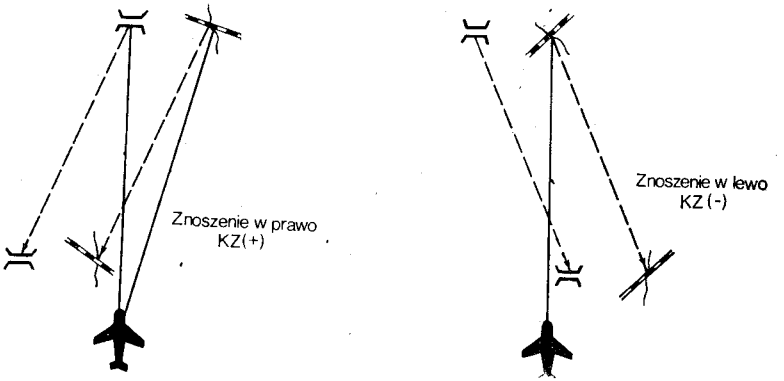
$$KBO=\frac{LBO\cdot 60}{S_{przeb}}$$

$$KBO=\frac{10\cdot 60}{60}=10°; \quad KZ=KBO=+10°$$

6.11.7

PRZYBLIŻONE WZROKOWE OKREŚLANIE KĄTA ZNOSZENIA WEDŁUG „BIEGU ZIEMI"

Sposób ten stosuje się przeważnie podczas lotów na małych wysokościach. Wykonując lot obserwuje się ruch drobnych elementów (punktów terenu) względem podłużnej osi statku powietrznego (rys. 6.37). Jeżeli punkty terenu przesuwają się wzdłuż osi



Rys. 6.37. Przybliżone wzrokowe określanie kąta znoszenia według „biegu ziemi"

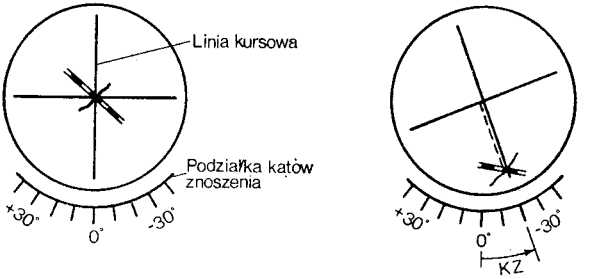
podłużnej statku powietrznego lub równolegle do niej, to znaczy, że kąt znoszenia jest równy zeru. Jeżeli punkty zaobserwowane w przodzie lub w przodzie z prawej przemieszczają się do tyłu w lewo — kąt znoszenia jest dodatni. Jeżeli obserwowane punkty pojawiają się w przodzie lub w przodzie z lewej i przemieszczają się do tyłu w prawo — kąt znoszenia jest ujemny. Wartość kąta znoszenia określa się w przybliżeniu („na oko").

6.11.8
POMIAR KĄTA ZNOSZENIA ZA POMOCĄ WIZJERA POKŁADOWEGO (CELOWNIKA)

6.11.8.1. Pomiar kąta znoszenia według „biegu ziemi"

W celu pomiaru kąta znoszenia według „biegu ziemi" nastawia się na wizjerze kąt obserwacji równy lub bliski zeru i obserwuje się ruch punktów terenu przesuwających się w pobliżu linii kursowej.

Jeżeli obserwowane punkty nie przesuwają się równolegle do linii kursowej, to obrotem wizjera (w lewo lub w prawo) nastawia się linię kursową tak, aby obserwowane punkty terenu przesuwały się równolegle do niej i wówczas odczytuje się na podziałce kątów znoszenia mierzony kąt znoszenia (rys. 6.38).



Rys. 6.38. Pomiar kąta znoszenia według „biegu ziemi" za pomocą wizjera pokładowego (celownika)

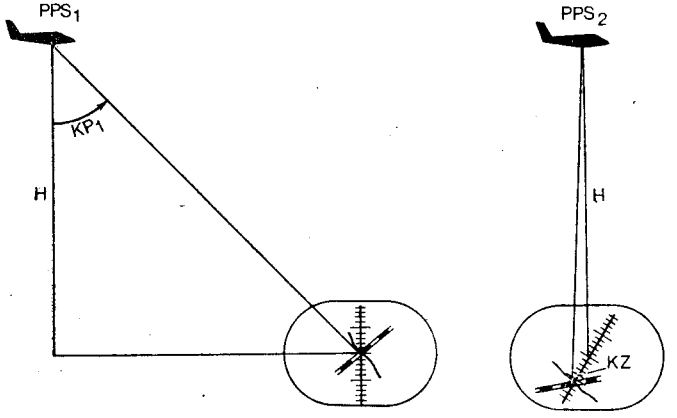
6.11.8.2. Pomiar kąta znoszenia obserwacją „w przód" pod kątami pionowymi 45° lub 26,5°

W celu pomiaru kąta znoszenia obserwacją „w przód" ustawia się wizjer w pionie i obraca się go na kąt znoszenia równy 0°.

Na podziałce kątów obserwacji nastawia się kąt 45° (podczas lotu na dużych wysokościach 26°30′) i wybiera charakterystyczny obiekt przechodzący przez skrzyżowanie siatki wizjera. Następnie zmniejsza się stopniowo kąt obserwacji i utrzymuje wybrany obiekt przed skrzyżowaniem. W końcowej fazie obserwacji zmniejsza się kąt obserwacji do zera i w chwili przecięcia przez obiekt poprzecznej linii odczytuje się na jej podziałce wartość kątową odejścia obiektu od skrzyżowania.

W przypadku obserwacji pod kątem 45° zmierzony kąt znoszenia równy jest liczbie stopni odczytanej na poprzecznej linii siatki, a w przypadku obserwacji pod początkowym kątem 26°30′ kąt znoszenia jest równy podwojonej liczbie stopni odczytanej na tej linii.

Jeżeli obiekt „przeszedł" z lewej strony skrzyżowania siatki, *KZ* ma znak plus, a jeżeli z prawej — znak minus (rys. 6.39).



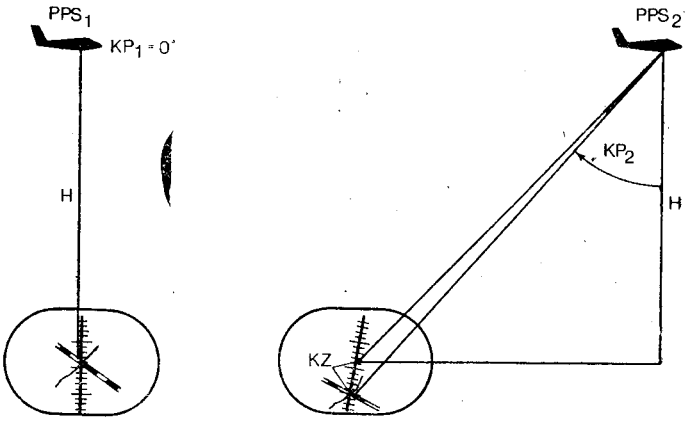
Rys. 6.39. Pomiar kąta znoszenia obserwacją „w przód"

6.11.8.3. Pomiar kąta znoszenia obserwacją „w tył"

W celu pomiaru *KZ* tym sposobem obraca się wizjer na kąt kursowy 180° (w stosunku do osi podłużnej statku powietrznego) i wybiera się charakterystyczny obiekt przechodzący przez skrzyżowanie siatki wizjera. Jeżeli obiekt będzie schodził w prawo lub w lewo od podłużnej linii, należy obrócić wizjer w odpowiednią stronę (w prawo lub w lewo) i utrzymać obiekt na tej linii.

Kąt znoszenia odczytuje się przy dowolnej wartości kąta obserwacji (rys. 6.40).

Dokładność pomiaru kąta znoszenia zależy od dokładności utrzymywania „nawigacyjnego reżymu lotu" (kursu, wysokości i prędkości) oraz wartości zmiany kąta pionowego i wynosi średnio 2—3°. Czas niezbędny do pomiaru — 1,5—2 min.



Rys. 6.40. Pomiar kąta znoszenia obserwacją „w tył"

6.11.8.4. Pomiar kąta znoszenia według bocznego obiektu orientacyjnego

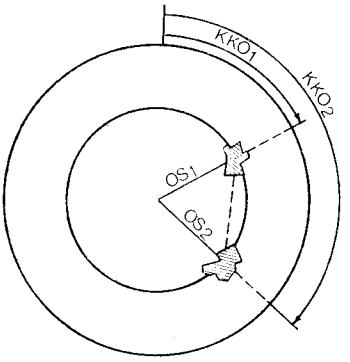
Pomiar kąta znoszenia według bocznego obiektu orientacyjnego polega na tym, że pod kątem kursowym obiektu KKO_1 45° lub 315° i pod określonym kątem pionowym wybiera się obiekt. Następnie ciągłym obracaniem wizjera (w prawo lub w lewo) utrzymuje się ten obiekt na podłużnej linii siatki wizjera. Kiedy obiekt znajdzie się powtórnie pod tym samym kątem pionowym, określa się jego kąt kursowy KKO_2 (rys. 6.41).

Kąt znoszenia oblicza się według wzorów:

$$KZ = \frac{KKO_2 - 135°}{2}$$ — obserwacja obiektu z prawej strony

$$KZ = \frac{KKO_2 - 225°}{2}$$ — obserwacja obiektu z lewej strony

Dokładność określenia *KZ* tym sposobem wynosi 2°—3°.



Rys. 6.41. Pomiar kąta znoszenia według bocznego obiektu orientacyjnego

6.12

OKREŚLANIE PRĘDKOŚCI I PODRÓŻNEJ W CZASIE LOTU

6.12.1
WSTĘP

Prędkość podróżną można określić (obliczyć, zmierzyć) w czasie lotu następującymi sposobami:

1) według znanego wiatru (np. na wiatromierzu, na suwaku lub kalkulatorze nawigacyjnym, graficznie, w pamięci),
2) według dwóch pozycji statku powietrznego,
3) według czasu przelotu bazy kątowej,
4) według radionamiarów bocznych radiolatarni (radionamierników),
5) za pomocą urządzenia dopplerowskiego służącego do pomiaru prędkości podróżnej,
6) za pomocą panoramicznego radiolokatora pokładowego,
7) za pomocą innych niż wyżej wymienione urządzeń nawigacyjnych.

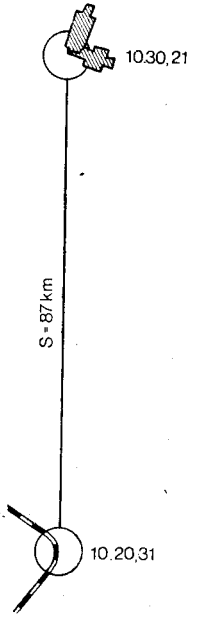
W książce omówiono tylko niektóre z tych sposobów, kierując się względami przytoczonymi w 6.11.1.

6.12.2
OBLICZANIE PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ WEDŁUG ZNANEGO WIATRU

Sposoby obliczania prędkości podróżnej według znanego wiatru opisano w pkt. 6.5.6, 6.9.1 i 6.9.2 oraz przedstawiono na rysunkach 6.19, 6.20, 6.26 i 6.27.

6.12.3
OKREŚLANIE PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ WEDŁUG DWÓCH POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO

W celu określenia tym sposobem prędkości podróżnej podczas lotu ustala się pozycję statku powietrznego PS_1 i oznacza się ją na mapie z dokładnym oznaczeniem czasu (rys. 6.42). Wyko-



Rys. 6.42. Określanie prędkości podróżnej według dwóch pozycji statku powietrznego

nując dalszy lot ze stałym kursem, ustala się po pewnym czasie drugą pozycję statku powietrznego PS_2 i oznacza się ją na mapie. Następnie mierzy się odległość między dwiema pozycjami i oblicza czas przelotu tej odległości. Według przebytej drogi i czasu jej przelotu oblicza się prędkość podróżną według wzoru:

$$W = \frac{S}{t} \cdot 60$$

gdzie:

W — prędkość podróżna w km/h,
S — droga w km,
t — czas w min.

Przykład

Obliczyć prędkość podróżną.

Dane: PS_1 — ustalono o godzinie 10.20,31, PS_2 — ustalono o godzinie 10.30,31. Zmierzona na mapie odległość między pozycjami statku powietrznego S=87 km.

Rozwiązanie

$$W = \frac{S}{t} \cdot 60$$

$$W = \frac{87}{10} \cdot 60 = 522 \text{ km/h}$$

6.12.4
OKREŚLANIE PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ WEDŁUG CZASU PRZELOTU BAZY KĄTOWEJ

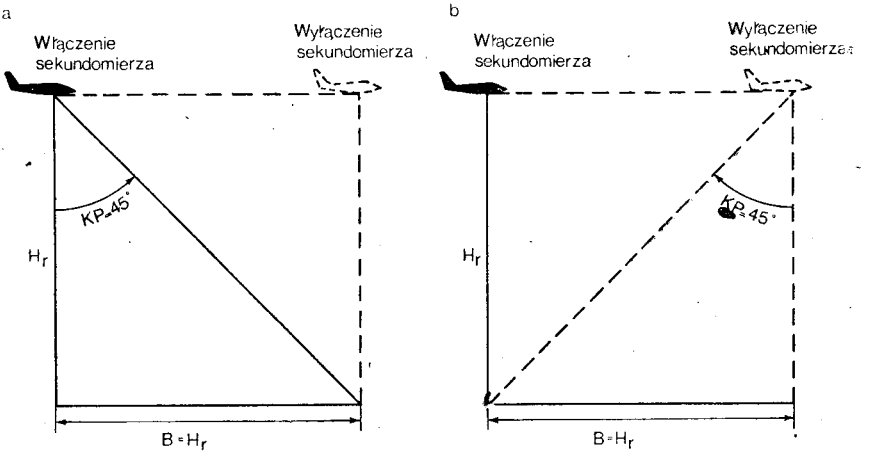
Przy określaniu prędkości podróżnej tym sposobem mierzy się za pomocą wizjera (celownika) i sekundomierza czas zmiany kąta pionowego obiektu. W praktyce nawigacyjnej przyjmuje się zazwyczaj bazę odpowiadającą kątom 45° lub 26°30′, ponieważ przy 45° odległość pozioma (baza) równa się rzeczywistej wysokości lotu, a przy 26°30′ — odległość pozioma równa się połowie tej wysokości $B = \frac{H}{2}$ (rys. 6.43 i 6.44).

Przy pomiarze czasu zmiany kąta pionowego obiektu od 0° do 45° (lub od 45° do 0°) prędkość podróżną oblicza się według wzorów:

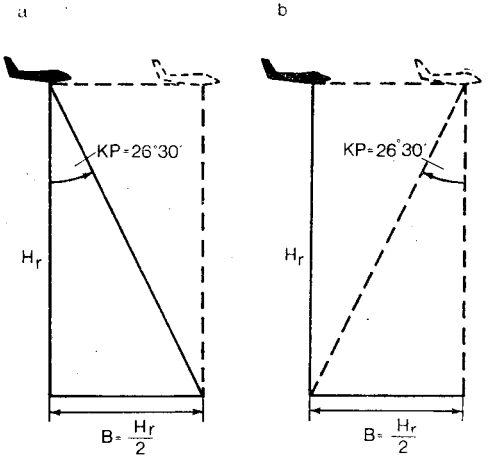
$$W\,[\text{m/s}] = \frac{H_r\,[\text{m}]}{t\,[\text{s}]} \quad \text{lub} \quad W\,[\text{km/h}] = \frac{H_r\,[\text{m}]}{t\,[\text{s}]} \cdot 3{,}6$$

gdzie:

H_r — rzeczywista wysokość lotu,
t — czas przelotu bazy kąta pionowego 45°.



Rys. 6.43. Określanie prędkości podróżnej według czasu przelotu bazy kątowej 45°
a — obserwacją „w przód", *b* — obserwacją „w tył"



Rys. 6.44. Określanie prędkości podróżnej według czasu przelotu bazy kątowej 26°30'
a — obserwacją „w przód", *b* — obserwacją „w tył"

Przy pomiarze czasu zmiany kąta pionowego obiektu od 0° do 26,5° (lub od 26,5° do 0°) prędkość podróżną oblicza się według wzorów:

$$W\ [\text{m/s}] = \frac{H_r\ [\text{m}]}{2t\ [\text{s}]} \quad \text{lub} \quad W\ [\text{km/h}] = \frac{H_r\ [\text{m}]}{2t\ [\text{s}]} \cdot 3{,}6$$

Przykład 1

Obliczyć prędkość podróżną.

Dane: H_r=2000 m; baza kątowa 45°; czas przelotu bazy kątowej; t=15 s.

Rozwiązanie

$$B = H_r = 2000 \text{ m}$$

$$W = \frac{B}{t} \cdot 3{,}6$$

$$W = \frac{2000}{15} \cdot 3{,}6 = 480 \text{ km/h}$$

Przykład 2

Obliczyć prędkość podróżną.

Dane: H_r=3200 m; baza kątowa 26°30′; czas przelotu bazy kątowej — t=14 s.

Rozwiązanie

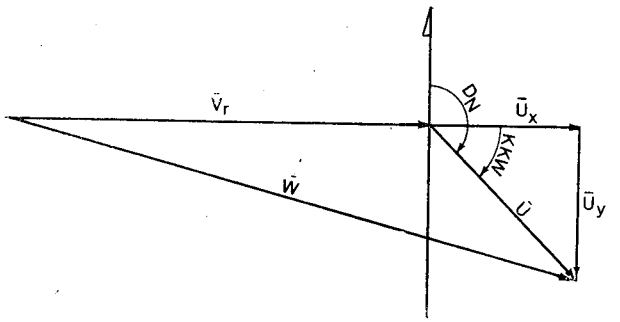
$$W = \frac{H_r}{2t}$$

$$W = \frac{3200}{2 \cdot 14} = 114{,}28 \text{ m/s}$$

6.13

OBLICZANIE WARTOŚCI SKŁADOWYCH RZUTU WEKTORA PRĘDKOŚCI WIATRU NA OŚ PODŁUŻNĄ STATKU POWIETRZNEGO ORAZ NA OŚ DROGI STARTOWEJ

Wektor prędkości wiatru można rozłożyć nad dwa wektory składowe (rys. 6.45):



Rys. 6.45. Składowe rzutu wektora $\bar{U}$ na oś podłużną statku powietrznego

— wektor zgodny z linią kursu $\bar{U}_x$,
— wektor prostopadły do linii kursu $\bar{U}_y$.

Wartości odpowiednich składowych wektora wiatru oblicza się według wzorów:

$$U_x = U \cdot \cos KKW$$
$$U_y = U \cdot \sin KKW$$

Przykład

Obliczyć wektor zgodny z linią kursu oraz wektor prostopadły do linii kursu.

Dane: $D_N = 300°$; $KM = 240°$; $U = 15$ m/s.

Rozwiązanie

$KKW = D_N - KM$
$KKW = 300 - 240 = +60°$
$U_x = U \cdot \cos KKW$
$U_x = 15 \cdot (+0{,}5) = +7{,}5$ m/s
$U_y = U \cdot \sin KKW$
$U_y = 15 \cdot 0{,}866 = 12{,}99$ m/s

Podczas startu i lądowania istotna dla pilota jest znajomość składowej wektora wiatru prostopadłej do osi drogi startowej $\bar{U}_y$, która wpływa na wartość kąta znoszenia, oraz składowej równoległej $\bar{U}_x$, wpływającej na prędkość statku powietrznego względem powierzchni ziemi (rys. 6.46).

Wartości składowych wektora wiatru U_x i U_y oblicza się według wzorów:

$$U_x = U \cdot \cos KW$$
$$U_y = U \cdot \sin KW$$

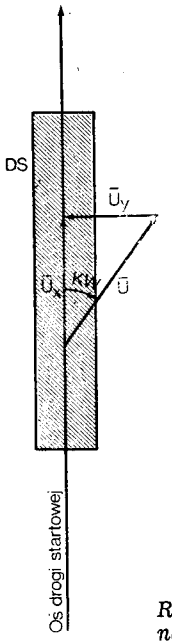
Przykład

Obliczyć wartości składowych rzutu wektora wiatru na oś drogi startowej.

Dane: $KDM_{DS} = 100°$; $D_N = 160°$; $U = 40$ km/h.

Rozwiązanie

$KW = D_N - KDM_{DS}$
$KW = 160 - 100 = +60°$
$U_x = U \cdot \sin KW$; $U_y = U \cdot \cos KW$
$U_x = 40 \cdot \sin 60° = 40 \cdot 0{,}866 \approx 35$ km/h (ok. 10 m/s)
$U_y = 40 \cdot \cos 60° = 40 \cdot 0{,}5 = 20$ km/h (ok. 5,5 m/s)



Rys. 6.46. Składowe rzutu wektora $\bar{U}$ na oś drogi startowej

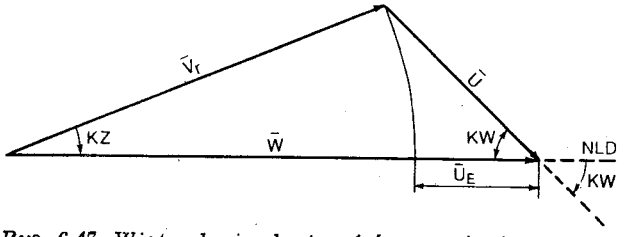
Dopuszczalne wartości składowych wektora wiatru podczas startu i lądowania określa instrukcja użytkowania danego typu statku powietrznego w locie.

6.14

WIATR EKWIWALENTNY (RÓWNOWAŻNY)

W celu uproszczenia i ułatwienia niektórych obliczeń nawigacyjnych stosuje się tzw. wiatr ekwiwalentny U_E.

Przy wietrze bocznym i kącie znoszenia KZ, wiatr boczny o prędkości U można zawsze zastąpić w obliczeniach równoważnym wiatrem umownym (fikcyjnym) tylnym lub czołowym. Innymi słowy, można posługiwać się w obliczeniach pojęciem wiatru ekwiwalentnego U_E, tj. takiego wiatru, którego kierunek pokrywa się z kierunkiem prędkości podróżnej (linią drogi), a jego prędkość w sumie z rzeczywistą prędkością powietrzną V_T daje taką samą prędkość podróżną, co i wiatr rzeczywisty (rys. 6.47).



Rys. 6.47. Wiatr ekwiwalentny (równoważny)

Zgodnie z tym:

$$W = V_r + U_E$$

Prędkość podróżną statku powietrznego można w najogólniejszym przypadku wyrazić za pomocą wzoru (rys. 6.14):

$$W = V_r \cdot \cos KZ + U \cdot \cos KW$$

Z porównania prawych stron podanych wyżej wzorów wynika ogólny wzór na obliczanie wiatru ekwiwalentnego:

$$U_E = U \cdot \cos KW - V_r (1 - \cos KZ)$$

Zakładając, że KZ jest małym kątem ($\cos KZ \approx 1$), często oblicza się wiatr ekwiwalentny według wzoru przybliżonego:

$$U_E = U \cdot \cos KW$$

Wiatr ekwiwalentny można również określać za pomocą tablicy, dołączonej do instrukcji użytkowania danego typu statku powietrznego w locie.

Przyjmując upraszczające założenie o niezmienności kierunków i prędkości wiatrów na trasie za czas lotu oraz o nieznacznych zmianach rzeczywistej prędkości powietrznej statku w tym okresie, można wprowadzić pojęcie tzw. wiatru ekwiwalentnego dla trasy lotu.

Wiatrem ekwiwalentnym dla trasy lotu $U_{E\,tr}$ nazywa się taki umowny wiatr, który na każdym z jej odcinków skierowany jest wzdłuż NLD i ma na całej trasie stałą prędkość, równą różnicy średniej prędkości podróżnej na poszczególnych odcinkach $W_{tr\,śr}$ i rzeczywistej prędkości powietrznej:

$$U_{E\,tr} = W_{tr\,śr} - V_r$$

Przykład 1

Obliczyć wiatr ekwiwalentny dla trasy lotu.

Dane: $V_r=335$ km/h; $NKDM_1=264°$; $S_1=160$ km; $W_1=305$ km/h; $NKDM_2=282°$; $S_2=192$ km; $W_2=315$ km/h; $NKDM_3=+338°$; $S_3=90$ km; $W_3=355$ km/h.

Rozwiązanie

1) Średnia prędkość podróżna dla trasy lotu, z uwzględnieniem przybliżonych podzielności poszczególnych odcinków przez najkrótszy z nich:

$$W_{tr\ śr}=\frac{305\cdot 2+315\cdot 2+355\cdot 1}{2+2+1}=319 \text{ km/h}$$

2) $U_{E\ tr}=W_{tr\ śr}-V_r$

$U_{E\ tr}=319-335=-16$ km/h

Przy dokładnym uwzględnieniu podzielności odcinków przez najkrótszy z nich:

$U_{E\ tr}\approx -15$ km/h

Wiatr ekwiwalentny dla trasy lotu można obliczyć według rzeczywistego średniego wiatru i określonego na podstawie mapy $NKDM_{śr}$ linii łączącej bezpośrednio lotnisko startu (*WPT*) i lotnisko lądowania (*KPT*). $NKDM_{śr}$ można też obliczyć w przybliżeniu analitycznie, znając *NKDM* poszczególnych odcinków trasy lotu.

Przykład 2

Obliczyć wiatr ekwiwalentny dla trasy lotu.

Dane: $V_r=350$ km/h; $D_{N\ śr}=40°$; $U_{śr}=40$ km/h; $NKDM_1=264°$; $S_1=160$ km; $NKDM_2=282°$; $S_2=192$ km; $NKDM_3=338°$; $S_3=90$ km.

Rozwiązanie

1) Średni nakazany magnetyczny kąt drogi, obliczony z uwzględnieniem przybliżonych podzielności poszczególnych odcinków przez najkrótszy z nich:

$$NKDM_{śr}=\frac{264\cdot 2+282\cdot 2+338\cdot 1}{5}=286°$$

2) $KW_{śr}=D_{N\ śr}-NKDM_{śr}$

$KW_{śr}=40-286=-246°$; $KW_{śr}=+114°$

$U_{E\ tr}=U_{śr}\cdot\cos KW_{śr}$

$U_{E\ tr}=40\cdot\cos(90+24)=-40\cdot 0{,}4067=-16{,}27\approx -16$ km/h

Podczas obliczania kierunków średnich $NKDM_{śr}$ oraz $D_{N\,śr}$, według zastosowanej w powyższych przykładach zasady, należy zwracać uwagę, ażeby nie popełnić dużego błędu w określaniu kierunku średniego, związanego ze skokową zmianą wartości kierunków w chwili przejścia przez kierunek północny. W przypadku istnienia takiej ewentualności należy obliczać kierunki średnie na podstawie mapy lub graficznie na papierze.

Wartość średnią wiatru ekwiwalentnego dla trasy lotu można również obliczyć znając wiatry ekwiwalentne na poszczególnych odcinkach trasy $U_{E\,i}$ i długości tych odcinków S_i, według wzoru:

$$U_{E\,tr\,śr} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} U_{E\,i} \cdot S_i}{\sum_{i=1}^{i=n} S_i}$$

gdzie:

i — indeks będący numerem kolejnego odcinka; $i=1, 2, 3 \ldots n$;

n — liczba odcinków trasy.

Według powyższego wzoru (średnia ważona; wagą jest długość odcinka) można obliczać dokładniej wszystkie wartości średnie z poprzednich przykładów, zastępując w nim odpowiednio $U_{E\,i}$ przez $NKDM_i$; $D_{N\,i}$; U_i; W_i.

Przykład

Obliczyć średni wiatr ekwiwalentny dla trasy lotu $U_{E\,tr\,śr}$.

Dane: $NKDM_1=264°$; $S_1=160$ km; $NKDM_2=282°$; $S_2=192$ km; $NKDM_3=338°$; $S_3=90$ km; $D_N=40°$; $U=40$ km/h.

Rozwiązanie

1) $KW_1=D_N-NKDM_1$; $KW_1=+136°$; $KW_2=+118°$; $KW_3=+62°$.

2) $U_{E\,i}=U\cdot\cos KW_1$; $U_{E1}=-28{,}77$ km; $U_{E2}=-18{,}78$ km; $U_{E3}=+18{,}78$ km.

3) $$U_{E\,tr\,śr} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} U_{E\,i}\cdot S_i}{\sum_{i=1}^{i=n} S_i}$$

$$U_{E\ tr\ śr} = \frac{(-28{,}77)\cdot 160 + (-18{,}78)\cdot 192 + 18{,}78\cdot 90}{160+192+90} = -14{,}75 \approx -15 \text{ km/h}$$

Wiatr ekwiwalentny dla trasy lotu nie znajduje szerokiego bezpośredniego zastosowania w obliczeniach nawigacyjnych, ponieważ do określenia konieczne byłoby wykonywanie w każdym oddzielnym przypadku pracochłonnych obliczeń uwzględniających rzeczywiste wiatry na poszczególnych odcinkach trasy. Jednak duże znaczenie praktyczne ma obliczany na jego podstawie średni wiatr ekwiwalentny dla pory roku i danej stałej trasy lotniczej $U_{E\ tr\ śr}$, na podstawie którego można układać racjonalne ekonomicznie rozkłady lotów oraz rozwiązywać zadania nawigacyjne związane z oceną warunków wykonania planowanego lotu (np. obliczanie: rzeczywistej prędkości powietrznej potrzebnej do przylotu do punktu przeznaczenia w planowanym czasie, promienia działania, zasięgu i długotrwałości lotu, odległości do krytycznego punktu powrotu KPP).

Wartości średniego wiatru ekwiwalentnego dla pory roku i średnie kwadratowe odchylenie wiatru ekwiwalentnego po trasie od jego wartości średniej stanowią ważną nawigacyjną charakterystykę klimatyczną danej stałej trasy lotniczej.

7

WYKORZYSTANIE POMIARÓW OPTYCZNYCH ORAZ PODSTAWOWYCH PRZYRZĄDÓW NAWIGACYJNYCH

7.1
OBIEKTY ORIENTACYJNE

7.1.1
PODZIAŁ OBIEKTÓW ORIENTACYJNYCH

Obiektami orientacyjnymi nazywa się oznaczone umownymi znakami na mapie obiekty w terenie, według których podczas lotu można ustalać pozycje i linie pozycyjne statku powietrznego. Rozróżnia się naturalne i sztuczne obiekty orientacyjne (utworzone ręką człowieka).

Załogi statków powietrznych wykorzystują do orientacji wzrokowej naturalne i sztuczne obiekty orientacyjne, jak rzeki, góry, lasy, drogi, osiedla itp., oraz świetlnotechniczne pomoce nawigacyjne, tj. latarnie świetlne, świetlnotechniczne wyposażenie lotnisk itp.

Obiekty orientacyjne dzielą się ponadto na:

— liniowe, tj. takie obiekty, które mają niewielką szerokość, ale są długie, np. rzeki, brzegi mórz i dużych jezior, linie kolejowe, drogi itp.;

— powierzchniowe, tj. takie obiekty, które zajmują względnie dużą powierzchnię i mają wyraźnie wyróżniające się na tle terenu kontury, np. duże jeziora, miasta, lasy itp.,

— punktowe, tj. małe osiedla, skrzyżowania dróg, mosty, małe

stacje kolejowe, oddzielne wierzchołki gór, latarnie świetlne itp.

Każdy obiekt orientacyjny ma następujące cechy główne: wymiary, kształt i kolor, oraz cechy dodatkowe, tj. szczegóły, które umożliwiają odróżnianie obiektów jednorodnych od siebie. Na przykład cechami dodatkowymi osiedli są: rodzaj zabudowań (miejskie, wiejskie, przemysłowe), liczba i położenie placów, kościołów, mostów, parków, liczba i kierunek dróg i rzek podchodzących do osiedli, występowanie i wzajemne rozmieszczenie innych obiektów w pobliżu osiedli. Cechami dodatkowymi obiektów liniowych są: kierunek ich biegu, położenie mostów, wiaduktów i skrzyżowań, rodzaj terenu bezpośrednio przyległego (np. piaszczysty, bagnisty, zadrzewiony, zabudowany) oraz wzajemne rozmieszczenie innych obiektów leżących w pobliżu obiektów liniowych.

Przydatność obiektów orientacyjnych do orientacji wzrokowej ocenia się według zasięgu ich widoczności (widzialności) i stopnia rozpoznawalności z wysokości lotu.

7.1.2 CECHY NIEKTÓRYCH OBIEKTÓW ORIENTACYJNYCH

Duże rzeki należą do najlepszych obiektów orientacyjnych w okresie letnim i są widoczne z dużych odległości jako szerokie, ciemne wstęgi. Dobrze są widoczne ich charakterystyczne zakręty. Brzegi rzek wyraźnie odcinają się od tła terenu jasnym kolorem piasku lub ciemnym obramowaniem zarośli.

W dni słoneczne rzeki są widoczne z daleka dzięki odbiciu promieni słonecznych od zwierciadła wody.

W zimie zamarznięte i przykryte śniegiem rzeki rozpoznaje się z trudem po zarysach linii brzegowych lub po cieniach stromych brzegów.

W nocy dobrze widoczne są odblaski niezamarzniętych rzek przy ich obserwacji pod światło księżyca.

Małe rzeki w okresie letnim są lepiej widoczne przy obserwacji pionowej, natomiast są gorzej widoczne, jeżeli znajdują się z boku. Małe rzeki wyróżniają się na tle terenu jako ciemne, wąskie i kręte pasemka. Można dostrzec ich zakręty i ciemne zarośla na brzegach. W terenie pociętym dużą liczbą małych, krętych

rzek bardzo trudno jest odróżnić je od siebie. Po obfitych opadach atmosferycznych niektóre z nich zmieniają rozmiary i kształt.

Linia brzegowa mórz i dużych jezior latem jest dobrym obiektem orientacyjnym i widoczna jest z dużych odległości jako wyraźna linia oddzielająca ląd od ciemnej powierzchni wody. Dobrze wyróżniają się zatoki, zalewy i cyple.

Zimą, kiedy woda jest zamarznięta, a cały teren pokryty śniegiem, linia brzegowa jest widoczna gorzej.

Linie kolejowe są widoczne na tle terenu jako ciemne pasemka. Na zakrętach mają one łagodne zaokrąglenia. Z małych i średnich wysokości można odróżnić linię jednotorową od linii dwutorowej lub wielotorowej. Linie kolejowe są dobrze widoczne pionowo pod statkiem powietrznym i pod niedużymi kątami pionowymi.

W zimie linie kolejowe wyraźnie odznaczają się na śniegu.

W noc księżycową linie kolejowe są słabo widoczne, a w ciemną noc nie są one widoczne; dostrzegalne są tylko oświetlone stacje kolejowe oraz błyski przy pantografach elektrowozów.

Autostrady i szosy są dobrymi obiektami orientacyjnymi. Wyróżniają się one na tle terenu jako szare pasemka. Po deszczu mają kolor ciemniejszy. Niektóre szosy są wysadzane drzewami. Od linii kolejowych odróżniają się ostrymi zakrętami.

W zimie, zależnie od grubości pokrywy śnieżnej i stopnia wyjeżdżenia szosy mają kolor szary lub ciemnoszary.

W noc księżycową szosy wyróżniają się w terenie jako szare pasemka. Dobrze zarysowują się kierunki dróg w czasie dużego ruchu samochodów z włączonymi światłami.

Drogi gruntowe mogą służyć jako charakterystyczne obiekty orientacyjne tylko w terenie o słabo rozwiniętej sieci drogowej. W terenach gęsto zaludnionych drogi takie mogą służyć jedynie jako pomocnicze obiekty orientacyjne. Są one węższe niż szosy i bardziej kręte.

Jeziora w okresie letnim są widoczne z dużych odległości. Różnią się one od otoczenia gładką, ciemną powierzchnią i wyraźnie odcinającymi się brzegami. Jeziora zalicza się do bardzo dobrych obiektów orientacyjnych, z wyjątkiem terenów, na których jest ich bardzo dużo. W dni słoneczne jeziora są widoczne

z daleka dzięki odbiciu promieni słonecznych od zwierciadła wody. W okresie zimowym, kiedy jeziora są pokryte lodem i śniegiem, można je poznać tylko po cieniach rzucanych przez brzegi lub po otaczających je zaroślach oraz po ich gładkiej, białej powierzchni. W tym okresie leśne polany można omyłkowo przyjąć za jeziora.

W księżycową noc jeziora są widoczne z daleka dzięki odbiciom promieni Księżyca od ich powierzchni.

Wielkie miasta są widoczne z dużych odległości jako ciemne plamy, wyróżniające się na ogólnym tle terenu. Z małych odległości są dobrze widoczne ulice i domy. Wielkie miasta różnią się między sobą wielkością, kształtem, liczbą i kierunkiem podchodzących do nich dróg i linii kolejowych, a także rodzajem zabudowań, rozmieszczeniem ulic i placów. Miasta przemysłowe rozpoznaje się z dużych odległości po unoszącym się nad nimi zamgleniu.

W nocy duże miasta są dobrymi świetlnymi obiektami orientacyjnymi.

Średnie miasta są widoczne z dużych odległości i dzięki pstremu zabarwieniu ścian i dachów budynków dobrze odcinają się od ogólnego tła terenu. Miasta te rozpoznaje się głównie według prowadzących do nich obiektów liniowych. W zimie są one dobrze widoczne z daleka na białym tle śniegu. Widoczny też jest dym unoszący się z kominów.

Małe osiedla w otwartym, rzadko zamieszkanym terenie są widoczne ze znacznych odległości. W gęsto zamieszkanym terenie trudno jest odróżniać jedne od drugich i rozpoznaje się je po ogólnym kształcie, kierunku głównych ulic i według innych obiektów orientacyjnych położonych w pobliżu.

Małe osiedla w pagórkowatym terenie zlewają się z ogólnym tłem. W zimie dobrze wyróżniają się one na białym tle pokrywy śnieżnej.

W nocy małe osiedla wyglądają jak oddzielne świetlne plamy.

Lasy są bardzo dobrze widoczne z dużych odległości, zwłaszcza zimą na tle śniegu. Stanowią one ciemne plamy o nieregularnych zarysach. Przy niepełnym zachmurzeniu cienie od oddzielnych chmur mogą być przyjęte za masywy leśne.

W nocy lasy wyróżniają się jako ciemne plamy przy obserwacj

prosto w dół i pod niedużymi kątami z boku.

Rzeźba terenu może być wykorzystana do orientacji wzrokowej w tych rejonach, w których jest wyraźnie widoczna.

Rzeźbą lub ukształtowaniem pionowym terenu nazywa się wszystkie naturalne nierówności powierzchni ziemi.

Widoczność poszczególnych obiektów orientacyjnych zależy od rodzaju i wielkości obiektu, tła terenu, pory doby i roku, warunków meteorologicznych i wysokości lotu (tabl. 7.1 oraz 7.2).

Przy średnich warunkach widoczności w dzień odległość wykrycia obiektów (można rozróżnić ich kontury) równa jest 10 wysokościom lotu, a odległość rozpoznania (można rozróżnić szczegóły obiektów) od 3 do 5 wysokościom. Poza granicami strefy wykrycia obiekty są widoczne jako plamy z nieokreślonymi konturami.

Tablica 7.1

Widzialność obiektów orientacyjnych z różnych wysokości lotu w dzień przy bezchmurnej pogodzie

Obiekty orientacyjne	Widzialność obiektów w km z wysokości		
	małych (do 600 m)	średnich (600—6000 m)	dużych (6000 i wyżej)
Duże miasta	15—20	20—80	80—120
Średnie i małe miasta	5—10	10—50	50— 70
Duże rzeki	5—10	10—50	50—100
Średnie i małe rzeki	3— 5	5—30	30— 50
Linie kolejowe	5—10	10—25	25— 40
Szosy	5—10	10—40	40— 70
Drogi gruntowe	3— 5	5—15	15— 20
Jeziora	5—10	10—50	50—100
Lasy	5—10	10—40	40— 70

7.2

NAMIARY WZROKOWE (OPTYCZNE)

Namiarem N naziemnego obiektu orientacyjnego nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka i linią namiaru (rys. 7.1).

Linią namiaru LN nazywa się rzut na powierzchnię ziemi linii

Tablica 7.2

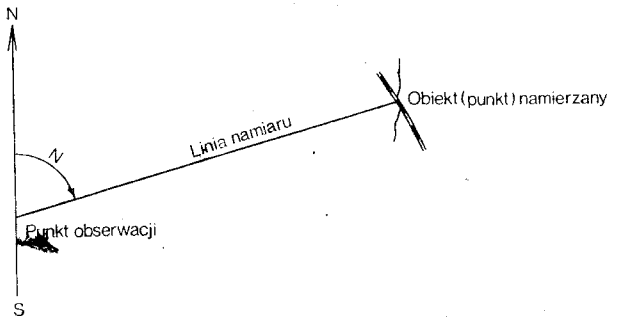
Widzialność obiektów orientacyjnych z różnych wysokości lotu w nocy

Obiekty orientacyjne	Widzialność obiektów w km z wysokości				
	1000 m	2000 m	3000 m	4000 m	5000 m
Duże miasta (oświetlone)	30	45	65	80	100
Małe miasta (oświetlone)	10	10	15	15	25
Duże rzeki	10	10	—	—	—
Małe rzeki	2	—*)	—	—	—
Linie kolejowe	1	—	—	—	—
Szosy	1	—	—	—	—
Jeziora	10	10	—	—	—
Lasy	2	3	—	—	—

*) „—" — niewidoczne

obserwacji, tzn. linii łączącej obserwatora z naziemnym obiektem orientacyjnym (rys. 7.1).

W przypadku małych odległości, a z takimi właśnie mamy do czynienia przy namiarach wzrokowych (optycznych), możemy przyjąć, że linia N—S, podobnie jak i linia namiaru, są liniami prostymi. W rzeczywistości na kuli ziemskiej linia N—S jest łukiem wielkiego koła (południka), podobnie jak i linia namiaru optycznego jest łukiem wielkiego koła, gdyż promień świetlny od obiektu do obserwatora przebywa drogę najkrótszą.



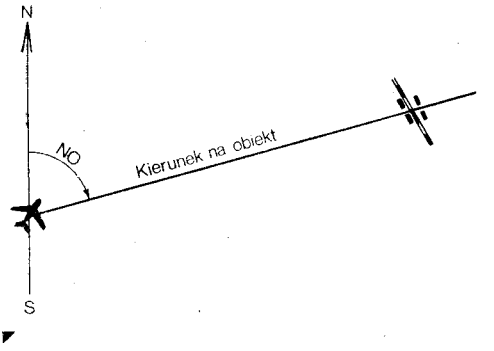
Rys. 7.1. Namiar i linia namiaru

Czynności związane z uzyskaniem namiaru nazywa się namierzaniem.

Rozróżnia się namiar obiektu i namiar statku powietrznego, zwany również przeciwnamiarem.

Namiarem obiektu *NO* nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka przechodzącego przez statek powietrzny (punkt obserwacji) a linią łączącą statek z obiektem orientacyjnym, czyli kierunkiem na naziemny obiekt orientacyjny (rys. 7.2). Namiar obiektu mierzy się od północnego kierunku południka zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara od 0° do 360°.

W czasie lotu załoga widzi obiekty orientacyjne pod różnymi kątami względem podłużnej osi statku powietrznego.



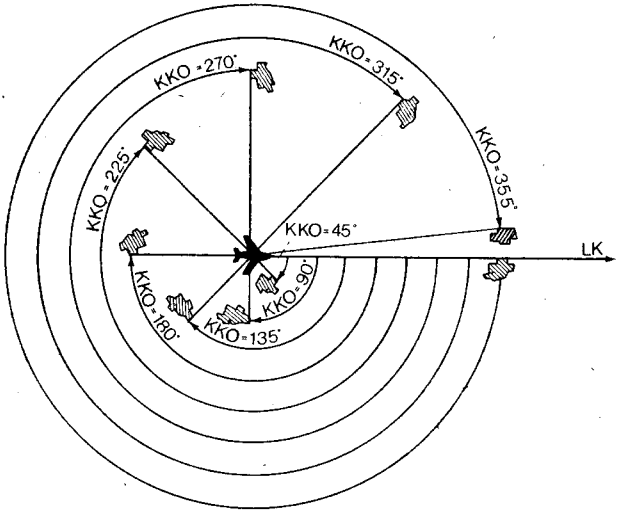
Rys. 7.2. Namiar obiektu

Kątem kursowym obiektu KKO nazywa się kąt zawarty między podłużną osią statku powietrznego i kierunkiem na obiekt (rys. 7.3). Kąt kursowy obiektu mierzy się od podłużnej osi statku powietrznego zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara od 0° do 360°.

Kąt kursowy obiektu można w czasie lotu zmierzyć za pomocą mechanicznego (optycznego) namiernika pokładowego bądź też określić wzrokowo, w sposób przybliżony — „na oko".

Dodając kurs statku powietrznego do kąta kursowego obiektu otrzymamy namiar obiektu:

$$NO = K + KKO$$



Rys. 7.3. Kąt kursowy obiektu

Wartość namiaru nie zależy od kursu statku powietrznego, lecz od wzajemnego położenia pozycji statku powietrznego i namierzanego obiektu.

Namiar obiektu może być namiarem geograficznym bądź namiarem magnetycznym, zależnie od tego, względem jakiego południka jest mierzony.

Namiarem geograficznym obiektu *NGO* nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego przechodzącego przez statek powietrzny i kierunkiem na obiekt (rys. 7.4).

Namiar geograficzny obiektu składa się z kursu geograficznego i kąta kursowego obiektu:

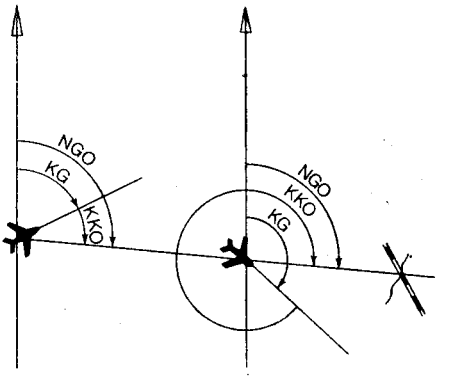
$$NGO = KG + KKO$$

Przykład 1

Obliczyć namiar geograficzny obiektu.
Dane: $KG = 66°$; $KKO = 29°$.

Rozwiązanie

$NGO = KG + KKO$
$NGO = 66 + 29 = 95°$

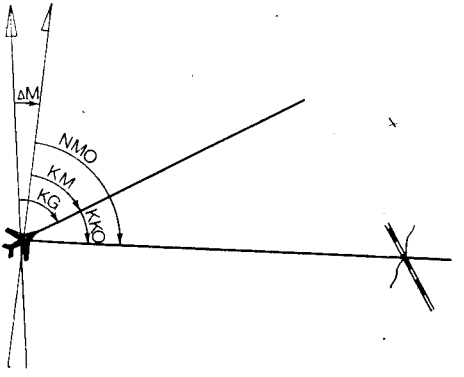


Rys. 7.4. Namiar geograficzny obiektu

Przykład 2

Obliczyć kąt kursowy obiektu.
Dane: $KG=350°$; $NGO=300°$.
Rozwiązanie
$KKO=NGO-KG$
$KKO=(300+360)-350=310°$

Namiarem magnetycznym obiektu *NMO* nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego przechodzącego przez statek powietrzny i kierunkiem na obiekt (rys. 7.5).

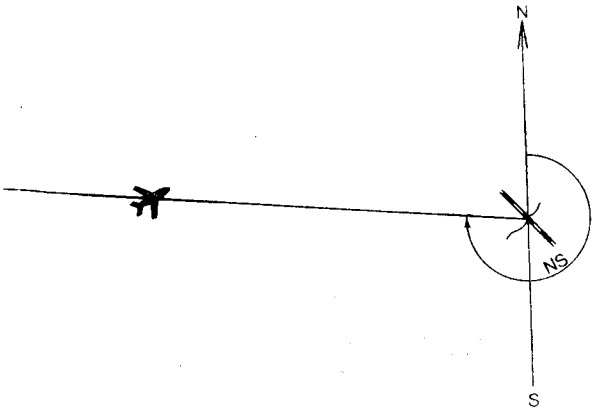


Rys. 7.5. Namiar magnetyczny obiektu

Namiar magnetyczny obiektu składa się z kursu magnetycznego i kąta kursowego obiektu:

$$NMO=KM+KKO$$

Namiarem statku powietrznego *NS* nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka przechodzącego przez naziemny obiekt orientacyjny i kierunkiem na statek powietrzny (rys. 7.6).



Ry.s 7.6. Namiar statku powietrznego

Namiar statku powietrznego mierzy się od północnego kierunku południka zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara od 0° do 360°.

Namiar statku powietrznego różni się od namiaru obiektu o ±180°:

$$NS = NO \pm 180^\circ$$

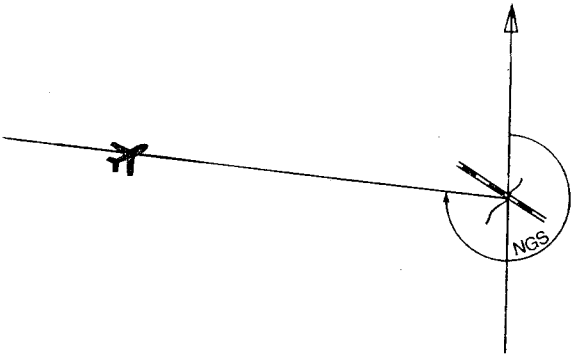
Rozróżnia się namiar geograficzny statku powietrznego i namiar magnetyczny statku powietrznego.
Namiarem geograficznym statku powietrznego *NGS* nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego przechodzącego przez obiekt i kierunkiem na statek powietrzny (rys. 7.7).

Namiar geograficzny statku powietrznego różni się od namiaru geograficznego obiektu o ±180°:

$$NGS = NGO \pm 180^\circ$$

Znając kurs geograficzny i kąt kursowy obiektu oraz położenie

obiektu, można wykreślić na mapie linię pozycyjną, na której znajduje się statek powietrzny.



Rys. 7.7. Namiar geograficzny statku powietrznego

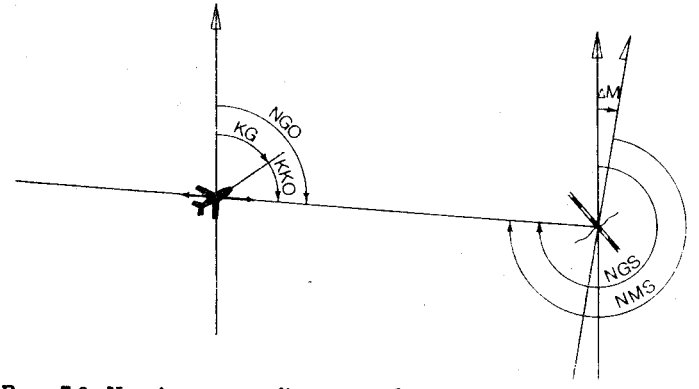
Przykład

Obliczyć namiar geograficzny statku.
Dane: $KG=55°$; $KKO=40°$.

Rozwiązanie

$NGS=NGO\pm180°$
$NGS=KG+KKO\pm180°$
$NGS=55+40+180=275°$

Namiarem magnetycznym statku powietrznego *NMS* nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego przechodzącego przez obiekt i kierunkiem na statek powietrzny (rys. 7.8).



Rys. 7.8. Namiar geograficzny statku powietrznego i namiar magnetyczny statku powietrznego

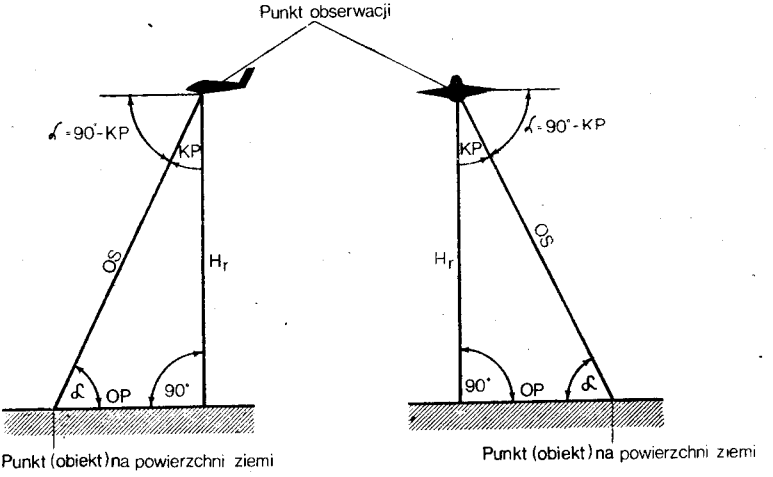
Namiar magnetyczny statku powietrznego różni się od:
— namiaru geograficznego statku powietrznego o wartość deklinacji magnetycznej,
— namiaru magnetycznego obiektu o $\pm 180^\circ$

$$NMS = NGS - (\pm \Delta M)$$
$$NMS = NMO \pm 180^\circ$$

7.3

KĄT PIONOWY OBIEKTU ORIENTACYJNEGO, ODLEGŁOŚĆ SKOŚNA I ODLEGŁOŚĆ POZIOMA

Linią obserwacji obiektu nazywa się linię przechodzącą przez punkt obserwacji i punkt (obiekt) na powierzchni ziemi.
Kątem pionowym *KP* nazywa się kąt zawarty między linią pionową przechodzącą przez punkt obserwacji (wysokością lotu) i linią obserwacji obiektu. Kąt ten mierzy się od 0° do 90°, przyjmując za początek pomiaru kierunek pionu (rys. 7.9).
Odległością skośną *OS* nazywa się najkrótszą odległość od punktu obserwacji do punktu (obiektu) na powierzchni ziemi (rys. 7.9).
Odległością poziomą *OP* nazywa się odległość na powierzchni



Rys. 7.9. Kąt pionowy KP, odległość skośna OS i odległość pozioma OP

ziemi od rzutu punktu obserwacji na tę powierzchnię do obserwowanego punktu (obiektu) na powierzchni ziemi.

Kątem pomocniczym α nazywa się **kąt zawarty między płaszczyzną** poziomą przechodzącą przez punkt obserwacji a odległością skośną. Kąt ten mierzy się od $0°$ do $90°$, przyjmując za początek pomiaru płaszczyznę poziomą.

Zależność między kątem pionowym, odległością skośną, odległością poziomą i kątem pomocniczym określają następujące wzory:

$$KP = 90° - \alpha$$

$$\operatorname{tg} KP = \frac{OP}{H_r}$$

$$\sin KP = \frac{OP}{OS}$$

$$OS = \sqrt{OP^2 + H_r^2}$$

$$OS = \frac{OP}{\sin KP}$$

$$OP = \sqrt{OS^2 - H_r^2}$$

$$OP = H_r \cdot \operatorname{tg} KP$$

$$OP = OS \cdot \sin KP$$

$$OP = \frac{H_r}{\operatorname{tg} \alpha}$$

$$\alpha = 90° - KP$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{H_r}{OP}$$

Wysokość lotu można obliczyć z następujących przekształconych wzorów:

$$H_r = \sqrt{OS^2 - OP^2}$$

$$H_r = \frac{OP}{\operatorname{tg} KP}$$

$$H_r = OP \cdot \operatorname{tg} \alpha$$

Przykład 1

Obliczyć KP.

Dane: $H_r = 5000$ m; $OP = 3$ km.

Rozwiązanie

$$\operatorname{tg} KP = \frac{OP}{H_r}$$

$$\operatorname{tg} KP = \frac{3}{5} = 0{,}6; \quad KP = 31^\circ$$

Przykład 2

Obliczyć OS.

Dane: $OP = 28$ km; $KP = 60^\circ$.

Rozwiązanie

$$OS = \frac{OP}{\sin KP}$$

$$OS = \frac{28}{0{,}8660} = 32{,}3 \text{ km}$$

Przykład 3

Obliczyć OP.

Dane: $H_r = 600$ m; $KP = 75^\circ$.

Rozwiązanie

$$OP = H_r \cdot \operatorname{tg} KP$$

$$OP = 600 \cdot 3{,}7320 = 2239{,}2 \text{ m}$$

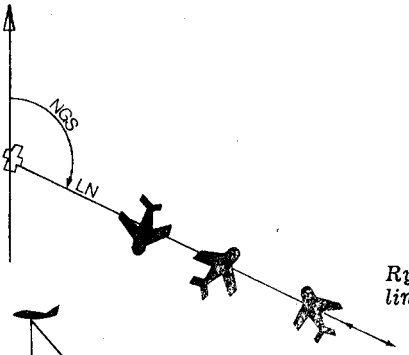
Przybliżone określanie odległości poziomej według kąta pionowego przedstawiono w tablicy 7.3.

Tablica 7.3

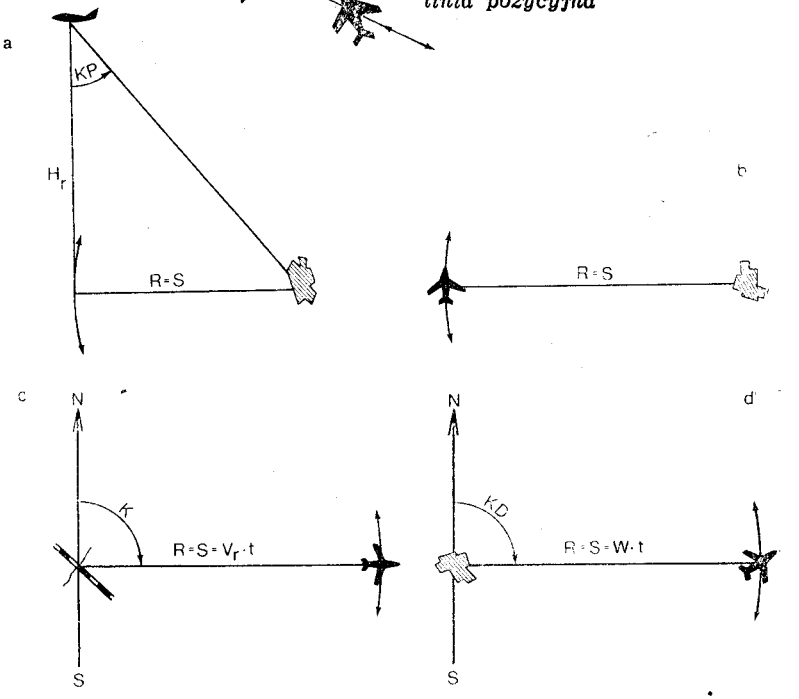
Określanie odległości poziomej według kąta pionowego i wysokości lotu

Kąt pionowy	Odległość pozioma
26°	0,5 H
45°	1 H
63°	2 H
76°	4 H
80°	6 H
84°	10 H

Na podstawie namiarów wzrokowych oraz wskazań podstawowych pokładowych przyrządów nawigacyjnych można uzyskać następujące linie pozycyjne statku powietrznego:
— linię namiaru (rys. 7.10),
— linię stałej odległości od obiektu orientacyjnego (rys. 7.11),

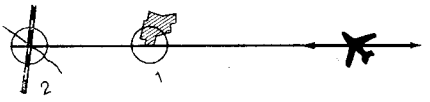


Rys. 7.10. Linia namiaru jako linia pozycyjna

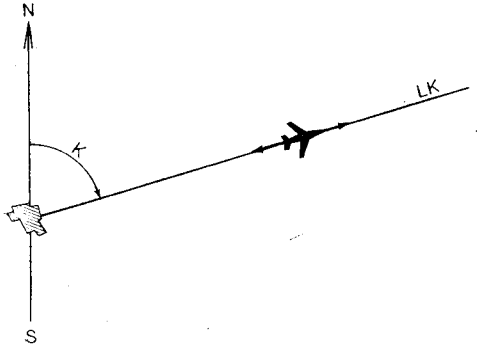


Rys. 7.11. Linia stałej odległości
a, b — określona według kąta pionowego, *c, d* — określona według znanej odległości od obiektu

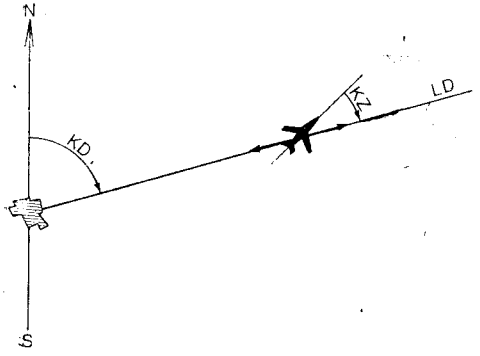
— linię (nabieżnik) obiektów orientacyjnych (rys. 7.12),
— linię kursu (wykreśloną od obiektu orientacyjnego, rys. 7.13),
— linię drogi (wykreśloną od obiektu orientacyjnego, rys. 7.14).



Rys. 7.12. Linia (nabieżnik) obiektów orientacyjnych



Rys. 7.13. Linia kursu wykreślona od obiektu orientacyjnego



Rys. 7.14. Linia drogi wykreślona od obiektu orientacyjnego

7.5

USTALANIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO PRZEZ NAMIARY WZROKOWE

7.5.1
WSTĘP

Na podstawie obserwacji wzrokowej przelatywanego terenu, przy jednoczesnym wykorzystywaniu podstawowych pokładowych przyrządów nawigacyjnych, pozycja statku powietrznego *PS* może być ustalona w wyniku:

— wzrokowego określenia chwili przelotu nad obiektem orientacyjnym;

— przecięcia się 2—3 linii obiektów orientacyjnych (nabieżników), bądź też linii pozycyjnych uzyskanych na podstawie namiarów wzrokowych i wskazań podstawowych pokładowych przyrządów nawigacyjnych.

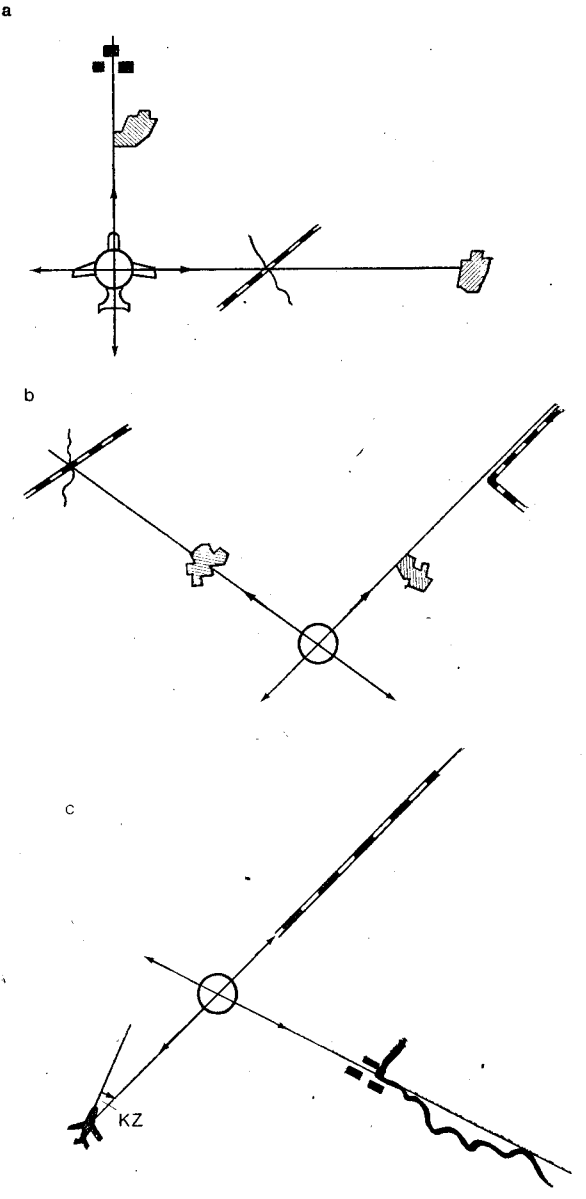
7.5.2
USTALANIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO WEDŁUG PRZECIĘCIA SIĘ LINII POZYCYJNYCH

Aby ustalić pozycję statku tym sposobem, należy stosować te linie pozycyjne, które przecinają się ze sobą, w rejonie prawdopodobnej pozycji statku powietrznego, pod kątem bliskim do 90° (nie większym niż 150° i nie mniejszym niż 30°). Odstęp czasu między kolejnymi określeniami linii pozycyjnych powinien być możliwie najkrótszy, ponieważ rzutuje to na dokładność pozycji statku. Przecięcie się trzech linii pozycyjnych tworzy zazwyczaj trójkąt, którego środek jest pozycją statku powietrznego w chwili wykonania trzeciego namiaru.

7.5.2.1. Ustalanie pozycji statku powietrznego według dwóch linii obiektów orientacyjnych (nabieżników)

Kolejność czynności przy ustalaniu pozycji tym sposobem jest następująca:

1) na kierunku lotu wybrać dwa obiekty, odszukać je na mapie i przeprowadzić przez nie linię prostą (rys. 7.15*a*),
2) utrzymując kierunek lotu według linii tych obiektów (powinno się widzieć obiekty na jednej linii), wybrać dwa inne



Rys. 7.15. Ustalanie pozycji statku powietrznego według dwóch linii obiektów orientacyjnych (nabieżników)

obiekty na trawersie kierunku lotu lub kierunku różniącym się od kierunku lotu o $90° \pm 60°$; połączyć te obiekty odcinkiem prostej, do przecięcia się go z linią obiektów, według której utrzymuje się kierunek lotu,

3) w chwili znalezienia się wybranych bocznych obiektów na jednej linii, zapisać czas; uzyskany uprzednio punkt przecięcia się dwóch linii obiektów jest pozycją statku w chwili mijania linii obiektów bocznych.

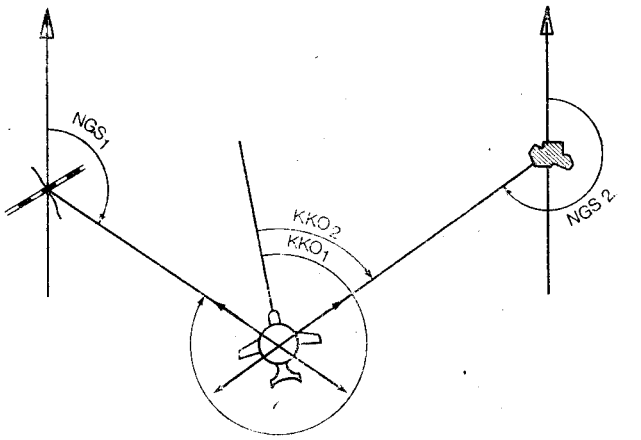
Jeżeli na kierunku lotu nie ma odpowiednich obiektów orientacyjnych, to można ustalić *PS* według przecięcia się dwóch linii obiektów bocznych (rys. 7.15*b*).

Zamiast linii bocznych obiektów orientacyjnych można wykorzystywać liniowe obiekty orientacyjne. Ustalanie pozycji jest znacznie ułatwione, jeżeli jeden z tych obiektów pokrywa się z kierunkiem lotu (rys. 7.15*c*).

7.5.2.2. Ustalanie pozycji statku powietrznego namierzaniem dwóch obiektów orientacyjnych

Kolejność czynności (rys. 7.16):

1) wybranie odpowiednich do namierzania obiektów orientacyjnych,



Rys. 7.16. Ustalanie pozycji statku powietrznego namierzaniem dwóch obiektów orientacyjnych

2) przy stałym kursie i prędkości lotu, zmierzenie kątów kursowych tych obiektów i zapisanie czasu pomiaru,

3) obliczenie namiarów geograficznych statku powietrznego od tych obiektów według wzorów:

$$NGS_1 = KG + KKO_1 \pm 180^\circ$$

$$NGS_2 = KG + KKO_2 \pm 180^\circ$$

4) wykreślenie linii pozycyjnych na mapie; punkt przecięcia się tych linii będzie pozycją statku powietrznego w chwili drugiego namierzania.

Pozycję statku powietrznego można również ustalić w sposób przybliżony metodą „wcięcia wzrokowego" dwóch obiektów, podobnie jak to się robi w naziemnej orientacji w terenie.

Przykład

Ustalić pozycję statku namierzaniem dwóch obiektów orientacyjnych.

Dane: $KKO_1 = 315^\circ$; $KKO_2 = 65^\circ$; $KG = 348^\circ$; położenie obiektów jak na rysunku 7.16.

Rozwiązanie

1) $NGS_1 = KG + KKO_1 \pm 180^\circ$
   $NGS_1 = (348 + 315) - 360 - 180 = 123^\circ$
2) $NGS_2 = KG + KKO_2 \pm 180^\circ$
   $NGS_2 = 348 + 65 - 180 = 233^\circ$

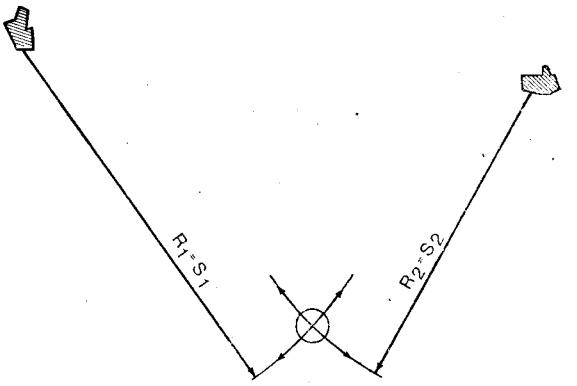
Rozwiązanie graficzne przedstawiono na rysunku 7.16.

7.5.2.3. Ustalanie pozycji statku powietrznego według odległości do dwóch obiektów orientacyjnych

Kolejność czynności (rys. 7.17):

1) określenie odległości do dwóch wybranych obiektów orientacyjnych (np. według kąta pionowego i wysokości lotu),

2) wykreślenie łuków o promieniach równych odpowiednim odległościom z uwzględnieniem wzajemnego położenia rejonu oczekiwanej pozycji statku powietrznego i obiektów orientacyjnych; punkt przecięcia się tych łuków jest szukaną pozycją statku powietrznego.



Rys. 7.17. Ustalanie pozycji statku powietrznego według odległości do dwóch obiektów orientacyjnych

Przykład

Ustalić pozycję statku według odległości do dwóch obiektów orientacyjnych.

Dane: S_1=52 km; S_2=42 km; skala 1 cm — 10 km; położenie obiektów jak na rysunku 7.17.

Rozwiązanie przedstawiono na rysunku 7.17.

7.5.2.4. Ustalanie pozycji statku powietrznego przy znanym kierunku linii drogi (kursu) i znanej odległości od (do) obiektu położonego na linii drogi (kursu)

Kolejność czynności (rys. 7.18*a*, *b*):

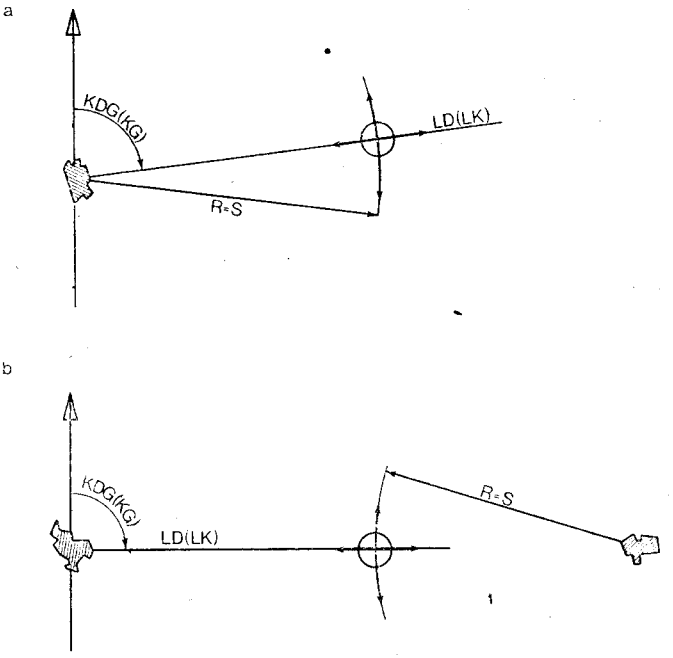
1) wykreślenie od wybranego obiektu linii drogi (kursu),
2) wykreślenie łuku o promieniu równym odległości statku powietrznego od obiektu; punkt przecięcia się łuku z linią drogi (kursu) jest szukaną pozycją statku powietrznego.

Przykład

Ustalić pozycję statku według znanego kierunku linii drogi i odległości do obiektu położonego z tyłu na linii drogi.

Dane: KDG=83°; S od obiektu do statku powietrznego 40 km; skala 1 cm — 10 km.

Rozwiązanie przedstawiono na rysunku 7.18*a*.



Rys. 7.18. Ustalanie pozycji statku powietrznego według linii drogi (kursu) i odległości do obiektu położonego na linii drogi (kursu)
a — obiekt z tyłu, *b* — obiekt z przodu

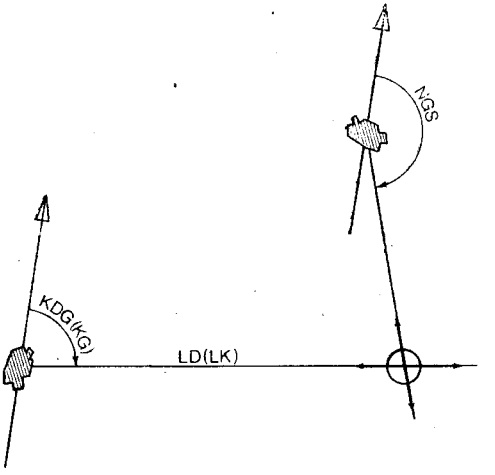
7.5.2.5. Ustalanie pozycji statku powietrznego według linii drogi (kursu) i namiaru bocznego obiektu orientacyjnego

Kolejność czynności (rys. 7.19):

1) zmierzenie w czasie lotu po nakazanej linii drogi kąta kursowego wybranego bocznego obiektu orientacyjnego,
2) obliczenie namiaru geograficznego statku powietrznego od tego obiektu według wzoru:

$$NGS = KG + KKO \pm 180^\circ$$

3) wykreślenie (lub „odłożenie wzrokowe") na mapie linii pozycyjnej statku powietrznego określonej za pomocą namiaru; punkt przecięcia się tej linii z linią drogi (kursu) jest szukaną pozycją statku powietrznego.



Rys. 7.19. Ustalanie pozycji statku powietrznego według linii drogi (kursu) i namiaru bocznego obiektu orientacyjnego

Przykład

Ustalić pozycję statku według linii drogi i namiaru bocznego obiektu orientacyjnego.

Dane: $KG=82°$; $KKO=258°$; skala 1 cm — 10 km; położenie obiektów, jak na rysunku 7.19.

Rozwiązanie

$$NGS=KG+KKO\pm180°$$
$$NGS=82+258-180=160°$$

Rozwiązanie graficzne przedstawiono na rysunku 7.19.

7.6
ZLICZANIE DROGI STATKU POWIETRZNEGO NA MAPIE

7.6.1
WSTĘP

W celu zachowania w czasie lotu orientacji geograficznej załoga powinna ustalać okresowo pozycję statku powietrznego. Podstawowym sposobem ustalania *PS* jest zliczanie i wykreślanie na mapie drogi statku powietrznego.

Zliczaniem drogi nazywa się metodę wyliczania współrzędnych bieżących pozycji statku powietrznego na podstawie elementów ruchu statku (kierunku, prędkości i czasu lotu).

Zliczanie drogi można również wykonać zawczasu, tj. wyliczać z wyprzedzeniem drogę statku powietrznego, która ma być przebyta w określonym czasie.

Drogę można zliczać bez uwzględnienia wpływu wiatru (tzw. zliczanie drogi w ciszy), jak również z uwzględnieniem wpływu wiatru.

Dokładność określania pozycji statku powietrznego, otrzymanej przez zliczanie drogi, zależy od dokładności pomiaru przyjmowanych do obliczeń elementów nawigacyjnych: kursu, rzeczywistej prędkości powietrznej, prędkości i kierunku wiatru (prędkości podróżnej i kąta znoszenia) oraz dokładności obliczeń i kreśleń na mapie. Dokładność ta charakteryzuje się średnim kwadratowym błędem radialnym, równym 5—7% przebytej drogi.

Zliczanie drogi powinno się wykonywać podczas każdego lotu, ponieważ ułatwia to kontrolę drogi, prowadzenie orientacji geograficznej i wznawianie orientacji w przypadku jej utraty.

7.6.2 ZLICZANIE DROGI W CISZY (BEZ UWZGLĘDNIANIA WPŁYWU WIATRU)

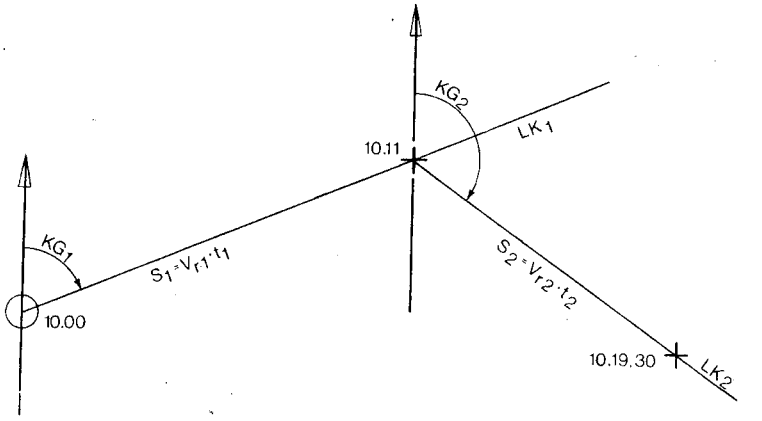
Zliczanie drogi w ciszy polega na obliczaniu i odkładaniu na mapie drogi statku powietrznego według kursu, rzeczywistej prędkości powietrznej i czasu lotu.

Kolejność czynności przy zliczaniu drogi na mapie bez uwzględnienia promienia zakrętu jest następująca (rys. 7.20):

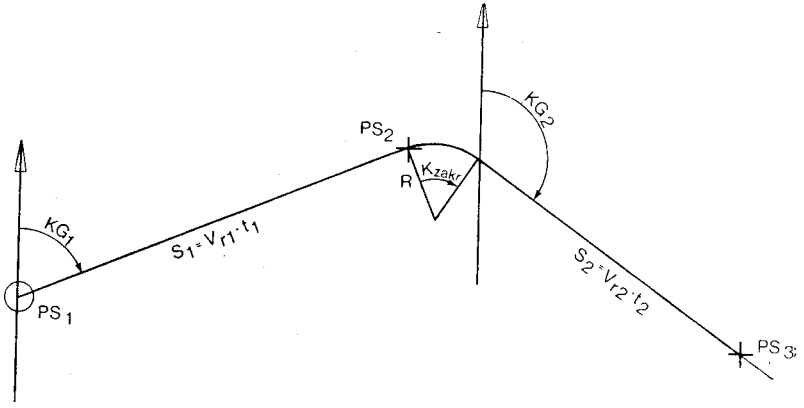
— od ostatniej oznaczonej na mapie *PS* wykreślić linię kursu,
— na linii kursu odmierzyć od tej pozycji drogę obliczoną według rzeczywistej prędkości powietrznej i czasu lotu; koniec odcinka będzie *PS* w ciszy; analogicznie postępuje się dla kolejnych zmian kierunku lotu.

Pozycję statku powietrznego ustaloną przez zliczanie drogi w ciszy oznacza się na mapie krzyżykiem. Długość ramienia — do 10 mm. Obok krzyżyka wpisuje się czas (rys. 7.20).

Gdy w celu zwiększenia dokładności zliczania konieczne jest uwzględnienie przy zmianie kierunku lotu promienia zakrętu, to wówczas należy (rys. 7.21):



Rys. 7.20. Zliczanie drogi w ciszy bez uwzględnienia promienia zakrętu



Rys. 7.21. Zliczanie drogi w ciszy z uwzględnieniem promienia zakrętu

— obliczyć promień zakrętu statku powietrznego,
— z końca wykreślonego odcinka drogi zatoczyć za pomocą cyrkla lub szablonu z promieniami zakrętu, łuk odpowiadający kątowi zakrętu (zmianie kursu),
— z końca łuku wykreślić następną linię kursu i przebytą drogę,
— analogicznie postępować przy kolejnych zmianach kursu.

Przykład

Zliczyć drogę w ciszy bez uwzględnienia promienia zakrętu.

Dane: PS_1 określona o godzinie 10.00; $KM_1=69°$; $V_{r1}=300$ km/h; $t_1=11$ min; $KM_2=126°$; $V_{r2}=300$ km/h; $t_2=8$ min 30 s; skala 1 cm — 10 km.

Rozwiązanie

$S_1=V_{r1}\cdot t_1$

$S_1=5\cdot 11=55$ km

$S_2=V_{r2}\cdot t_2$

$S_2=5\cdot 8{,}5=42{,}5$ km

Zliczanie drogi przedstawiono na rysunku 7.20.

7.6.3

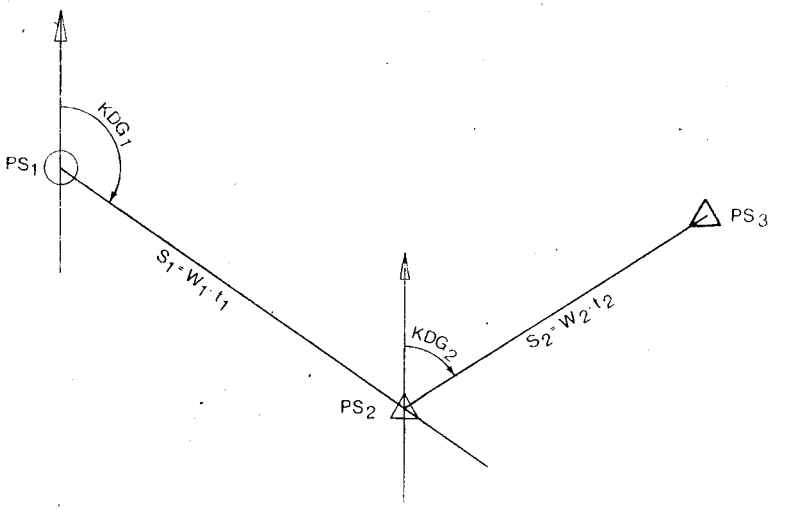
ZLICZANIE DROGI Z UWZGLĘDNIENIEM WPŁYWU WIATRU

7.6.3.1. Zliczanie drogi według kąta drogi, prędkości podróżnej i czasu lotu (pełne zliczanie drogi)

Kolejność czynności przy zliczaniu drogi tym sposobem jest następująca (rys. 7.22):

— od ostatniej oznaczonej na mapie PS wykreślić rzeczywistą linię drogi statku powietrznego ($RKDG=KG+KZ$),

— odmierzyć na linii drogi od PS odległość przebytą przez sta-



Rys. 7.22. Zliczanie drogi według kąta drogi, prędkości podróżnej i czasu lotu (pełne zliczanie drogi)

tek powietrzny, obliczoną według prędkości podróżnej i czasu lotu; koniec otrzymanego odcinka będzie pozycją statku z uwzględnieniem wpływu wiatru; analogicznie postępuje się w czasie kolejnych zmian kierunku lotu.

Jeżeli *RKDG* i *W* dla poszczególnych odcinków były obliczane na podstawie wiatru zmierzonego na początku drogi, to w przypadku dużych długości odcinków należy zmierzyć ponownie wiatr, określić wektor zmiany wiatru i uzyskaną uprzednio *PS* przemieścić o połowę wektora zmiany wiatru (patrz podrozdział 6.1) za cały czas lotu od początku do końca zliczanej drogi.

Jeżeli *KZ* i *W* były mierzone na każdym z kolejnych odcinków i na ich podstawie była zliczana droga, to opisana ostatnio operacja uwzględniania zmiany wektora wiatru za czas lotu nie jest potrzebna.

PS ustaloną przez zliczanie drogi z uwzględnieniem wpływu wiatru oznacza się trójkątem z kropką w środku. Obok trójkąta wpisuje się czas. Długość boku trójkąta — do 10 mm.

Promień zakrętu przy zmianie kierunku lotu należy uwzględnić wówczas, gdy jest to istotne dla dokładności ustalenia pozycji.

Przykład

Zliczyć drogę przebytą przez statek powietrzny, z uwzględnieniem wpływu wiatru.

Dane: $KDG_1=124°$; $W_1=270$ km/h; $t_1=12$ min; $KDG_2=58°$; $W_2=282$ km/h; $t_2=10$ min; skala: 1 cm — 10 km.

Rozwiązanie

$$S_1=W_1 \cdot t_1$$

$$S_1=270 \cdot 0{,}2=54 \text{ km}$$

$$S_2=W_2 \cdot t_2$$

$$S_2=282 \cdot \frac{1}{6}=47 \text{ km}$$

Zliczanie drogi przedstawiono na rysunku 7.22.

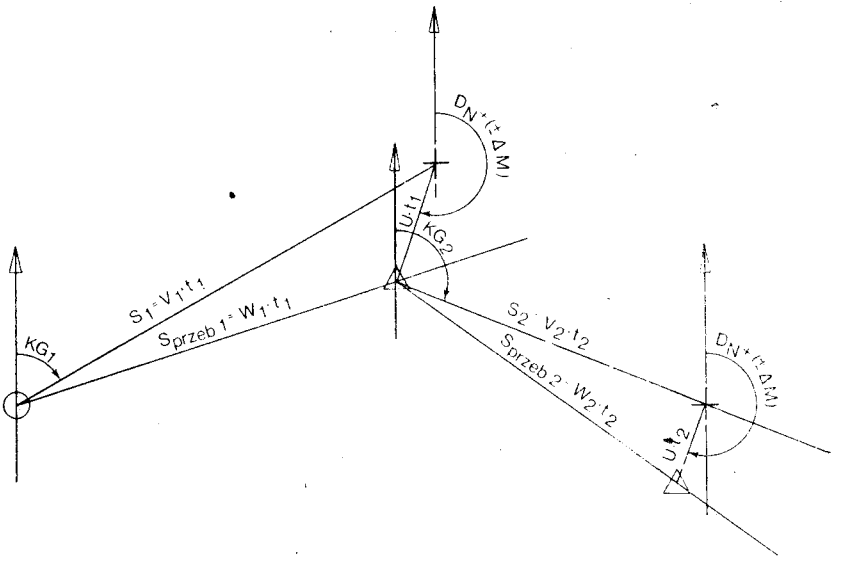
7.6.3.2. Zliczanie drogi według kursu, rzeczywistej prędkości powietrznej, czasu lotu i wpływu wiatru uwzględnianego na końcu każdego odcinka lotu

W danym przypadku wpływ wiatru jest uwzględniany oddzielnie dla każdego kolejnego odcinka lotu.

Czynności składające się na zliczenie drogi należy wykonać w następującej kolejności (rys. 7.23):

— od ostatniej oznaczonej na mapie *PS* wykreślić linię kursu,

— na linii kursu odmierzyć od *PS* odległość przebytą przez statek powietrzny obliczoną według rzeczywistej prędkości powietrznej i czasu lotu; koniec odcinka będzie *PS* w ciszy,



Rys. 7.23. Zliczanie drogi według kursu, rzeczywistej prędkości powietrznej, czasu lotu i wpływu wiatru uwzględnianego na końcu każdego odcinka lotu

— od *PS* w ciszy odmierzyć zgodnie z kierunkiem wiatru odległość równą iloczynowi prędkości wiatru i czasu lotu; koniec odcinka jest *PS* z uwzględnieniem wpływu wiatru za czas lotu na danym odcinku,

— łącząc wyjściową *PS* z PS_z otrzymuje się rzeczywistą linię drogi,

— przy kolejnej zmianie kierunku lotu zliczyć drogę od tej PS_z,

— tak samo postępuje się przy następnych zmianach kierunku lotu, kreśląc rzeczywistą linię drogi od ostatniej *PS*, ustalonej z uwzględnieniem wpływu wiatru.

Przykład

Zliczyć drogę z oddzielnym uwzględnieniem wpływu wiatru przy kolejnych zmianach kierunku lotu.

Dane: $KG_1=61°$; $V_1=300$ km/h; $t_1=25$ min; $KG_2=111°$; $V_2=300$ km/h; $t_2=17$ min; $D_N=198°$; $U=72$ km/h; skala 1 cm — 20 km.

Rozwiązanie

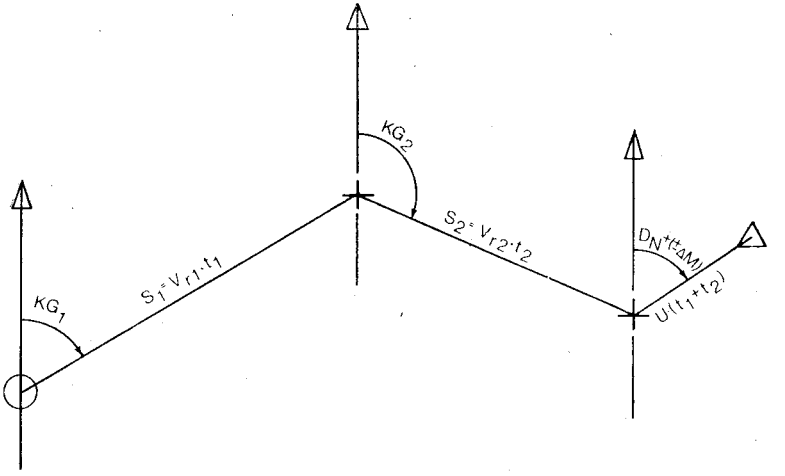
1) $S_1=V_1 \cdot t_1$
   $S_1=5 \cdot 25=125$ km;
   $U \cdot t_1=1{,}2 \cdot 25=30$ km
2) $S_2=V_2 \cdot t_2$
   $S_2=5 \cdot 17=85$ km
   $U \cdot t_2=1{,}2 \cdot 17=20{,}4$ km

Zliczanie drogi przedstawiono na rysunku 7.23.

7.6.3.3. Zliczanie drogi w ciszy z uwzględnieniem sumarycznego wpływu wiatru za czas lotu na kilku odcinkach

Kolejność czynności (rys. 7.24):

1) ustalić dla rozpatrywanego czasu pozycję statku powietrznego w ciszy (zgodnie z opisem pkt. 7.6.2),



Rys. 7.24. Zliczanie drogi w ciszy z uwzględnieniem sumarycznego wpływu wiatru za czas lotu na kilku odcinkach

2) od otrzymanej *PS* odmierzyć wektor wiatru za cały okres lotu od *PS* będącej początkiem zliczania drogi do danej chwili; koniec otrzymanego odcinka będzie pozycją zliczoną

statku powietrznego z uwzględnieniem sumarycznego wpływu wiatru na kolejnych odcinkach; w przypadku dużych długości odcinków należy brać pod uwagę wiatr średni.

W opisanym sposobie zliczania drogi, niezależnie od liczby zmian kursu wpływ wiatru uwzględnia się tylko jeden raz, co czyni ten sposób wygodnym w praktycznym zastosowaniu.

Przykład

Ustalić *PS* zliczeniem drogi w ciszy z uwzględnieniem wpływu wiatru za czas lotu z dwoma różnymi kursami.

Dane: $KG_1=61°$; $V_{r1}=6{,}5$ km/min; $t_1=8$ min; $KG_2=114°$; $V_{r2}=4{,}2$ km/min; $t_2=9$ min; $D_N+\Delta M=56°$; $U=1$ km/min; skala 1 cm — 10 km.

Rozwiązanie

1) $S_1=V_{r1}\cdot t_1$
   $S_1=6{,}5\cdot 8=52$ km
2) $S_2=V_{r2}\cdot t_2$
   $S_2=4{,}2\cdot 9=37{,}8$ km
3) Wektor wiatru — $U\,(t_1+t_2)$
   $1\,(8+9)=17$ km

Pozycję statku powietrznego w ciszy i z uwzględnieniem wpływu wiatru przedstawiono na rysunku 7.24.

Drogę można zliczać za pomocą przyrządów osobistego wyposażenia nawigacyjnego załogi (suwaków, kalkulatorów, kątomierza i linijki z podziałkami), w pamięci (sposób przybliżony) bądź też za pomocą urządzeń zautomatyzowanych.

Do automatycznego zliczania drogi (z uwzględnieniem bądź bez uwzględnienia wpływu wiatru) są wykorzystywane specjalne automatyczne urządzenia nawigacyjne (tzw. nawigatory automatyczne). Istota tego zliczania polega na ciągłym automatycznym wyliczaniu współrzędnych (prostokątnych, ortodromicznych lub geograficznych) pozycji statku powietrznego na podstawie kierunku jego ruchu oraz czasu i prędkości lotu.

Główną zaletą automatycznego zliczania drogi jest, oprócz ułatwienia pracy załogi w powietrzu, ciągłość określania współrzędnych pozycji statku powietrznego podczas lotu ze zmiennymi kursami i prędkościami.

8

ORIENTACJA GEOGRAFICZNA

8.1

RODZAJE ORIENTACJI GEOGRAFICZNEJ

Jak już wspomniano w punkcie 1.1, jedną z podstawowych zasad nawigowania statku powietrznego jest posiadanie przez załogę orientacji geograficznej. Posiadać orientację geograficzną — to znaczy znać pozycję statku powietrznego względem powierzchni ziemi w rozpatrywanym czasie i móc określić kierunek dalszego kontynuowania lotu, z dokładnością niezbędną do wykonania zamierzonego zadania.

Zależnie od wymaganej częstości i dokładności ustalania pozycji statku w danej nawigacyjnej sytuacji lotu, rozróżnia się orientację geograficzną ogólną i szczegółową.

Ogólną orientację geograficzną załoga ma wówczas, kiedy zna rejon, w którym znajduje się statek powietrzny i jest przekonana, że kontynuując lot z utrzymywanym kursem doleci po obliczonym czasie nad ustalony obiekt orientacyjny.

Mając szczegółową orientację geograficzną załoga zna punkt (obiekt), nad którym statek powietrzny w rozpatrywanym czasie przelatuje (PS_r) oraz kierunek dalszego lotu od tego punktu (obiektu) do punktu (obiektu) przeznaczenia.

Ciągłe prowadzenie szczegółowej orientacji geograficznej wymagałoby ciągłości ustalania pozycji statku powietrznego, co nie zawsze jest możliwe i konieczne i z tego względu załoga powinna zawsze w czasie lotu prowadzić ogólną orientację geograficzną

i przechodzić od niej do szczegółowej orientacji geograficznej okresowo lub zależnie od warunkowanej zadaniem potrzeby.

Orientację geograficzną można utrzymywać w czasie lotu albo dzięki wzrokowej obserwacji przelatywanego terenu, albo za pomocą urządzeń technicznych; w związku z tym rozróżnia się orientację wzrokową oraz orientację przyrządową.

Orientacją wzrokową nazywa się ustalanie podczas lotu pozycji statku powietrznego przez porównywanie mapy z terenem (lub odwrotnie) w zasięgu widoczności obiektów orientacyjnych z danej wysokości lotu.

Podstawowym warunkiem prowadzenia orientacji wzrokowej jest widoczność powierzchni ziemi i obecność w terenie obiektów orientacyjnych.

Orientację wzrokową można również prowadzić przez porównywanie terenu z zapamiętanymi obiektami orientacyjnymi, bez korzystania z mapy. Wymaga to jednak dokładnej pamięciowej znajomości rejonu lotu.

Orientację wzrokową cechuje niezawodność, łatwość i szybkość ustalania pozycji statku powietrznego.

Niekiedy, zależnie od nawigacyjnej sytuacji lotu, orientacja wzrokowa może być zasadniczym sposobem ustalania pozycji statku powietrznego. Umożliwia ona wyjście na nakazane obiekty i nakazaną linię drogi oraz określanie kąta znoszenia, rzeczywistego kąta drogi, prędkości podróżnej oraz kierunku i prędkości wiatru.

Umiejętność prowadzenia orientacji wzrokowej w ścisłym powiązaniu z innymi sposobami nawigowania jest jednym z ważnych składników przygotowania nawigacyjnego pilota (nawigatora).

Dogodność i dokładność prowadzenia orientacji wzrokowej zależy od wielu czynników, z których najważniejsze są: rodzaj wykonywanego zadania, warunki widoczności, obecność w terenie obiektów orientacyjnych oraz posiadanie przez załogę wystarczająco dokładnych map.

Do prowadzenia ogólnej wzrokowej orientacji geograficznej wykorzystuje się mapy w małej skali, a do szczegółowej orientacji geograficznej — mapy w dużej skali.

Mapy wykorzystywane do prowadzenia orientacji wzrokowej po-

winny odpowiadać warunkom ułatwiającym porównywanie ich treści z terenem. Zasadniczymi mapami wykorzystywanymi do prowadzenia orientacji wzrokowej są mapy w skali 1:1 000 000 i 1:500 000 oraz 1:200 000.

Orientacja przyrządowa może być stosowana w dowolnych warunkach lotu. Ten rodzaj orientacji nabiera szczególnego znaczenia podczas lotów w trudnych warunkach meteorologicznych, nocą, na dużych wysokościach, nad terenem pozbawionym obiektów orientacyjnych, nad morzem, tj. wówczas, kiedy ustalenie pozycji statku powietrznego przez wzrokowe porównywanie mapy z terenem staje się niemożliwe lub niecelowe. Pozycja ustalona za pomocą środków technicznych nosi nazwę pozycji przyrządowej.

Do prowadzenia orientacji przyrządowej wykorzystuje się zazwyczaj mapy w skalach 1:500 000 i mniejszych.

8.2

ZASADY I KOLEJNOŚĆ PROWADZENIA ORIENTACJI WZROKOWEJ

8.2.1

PODSTAWOWE ZASADY PROWADZENIA ORIENTACJI WZROKOWEJ

Prowadząc orientację wzrokową należy uwzględniać następujące podstawowe zasady:

— każde ustalanie pozycji statku powietrznego powinno być poprzedzone zliczeniem drogi, w celu zapewnienia sobie możliwości porównywania mapy z terenem w ograniczonym rejonie prawdopodobnej pozycji statku,

— ze względu na ograniczony czas na rozpoznawanie (identyfikację) obiektów orientacyjnych, zwłaszcza w locie na małych wysokościach i z dużą prędkością lotu, należy oczekiwać (przewidywać) pojawiania się obiektów w zasięgu pola widoczności, określając uprzednio, jaki obiekt i z jakiego kierunku powinien się pojawić,

— rozpoznawać w pierwszej kolejności duże, najbardziej cha-

rakterystyczne obiekty orientacyjne, przechodząc kolejno do coraz mniejszych,
— identyfikować obiekty nie według jednej, lecz kilku cech charakterystycznych, w celu uniknięcia pomyłek w rozpoznawaniu obiektów podobnych; rozpoznawanie rozpoczynać od cech głównych, a następnie przechodzić do cech dodatkowych.
Pozycję statku należy oznaczać na mapie wyłącznie w tym przypadku, gdy jest się całkowicie przekonanym o prawidłowym rozpoznaniu obiektów.

8.2.2
KOLEJNOŚĆ CZYNNOŚCI PODCZAS PROWADZENIA ORIENTACJI WZROKOWEJ

Podczas prowadzenia orientacji wzrokowej odpowiednie czynności zaleca się wykonywać w następującej kolejności:
— zorientować mapę według stron świata,
— ustalić na mapie rejon, w którym prawdopodobnie znajduje się aktualnie statek powietrzny,
— ustalić pozycję statku powietrznego.

8.2.2.1. Orientowanie mapy według stron świata

Zorientowanie mapy według stron świata oznacza ułożenie mapy tak, aby północny kierunek południka geograficznego mapy skierowany był na północ. W praktyce nawigowania do zorientowania mapy według stron świata wykorzystuje się wskazania busoli lub położenie obiektów orientacyjnych w terenie. Pierwszy z wymienionych sposobów jest sposobem zasadniczym.
W celu zorientowania mapy według busoli należy odczytać z busoli kurs, odłożyć wzrokowo na mapie linię kursu geograficznego, a następnie obrócić mapę tak, aby linia kursu odłożona na mapie była skierowana równolegle do osi podłużnej statku powietrznego w kierunku lotu. W tym przypadku północny kierunek południka geograficznego mapy będzie skierowany na północ, a rozmieszczenie obiektów przedstawionych na mapie będzie odpowiadało ich rozmieszczeniu w terenie.
Podczas lotu po nakazanej linii drogi, tj. gdy $RKDM = NKDM$, w celu zorientowania mapy według busoli wystarczy mapę ułó-

żyć tak, aby nakazana linia drogi na mapie była skierowana w kierunku lotu.

Orientowanie mapy według obiektów orientacyjnych stosuje się przeważnie podczas wykonywania zakrętu statku powietrznego, gdy w polu obserwacji znajduje się pewnie rozpoznany obiekt liniowy lub kilka charakterystycznych obiektów powierzchniowych.

W celu zorientowania mapy według liniowego obiektu orientacyjnego wybiera się taki obiekt w terenie, rozpoznaje się go, a następnie układa się mapę tak, aby kierunek liniowego obiektu na mapie zgadzał się z kierunkiem tego obiektu w terenie. W celu uniknięcia błędu w zorientowaniu mapy o 180°, należy przy tym uwzględniać wzajemne położenie innych obiektów w stosunku do wybranego obiektu liniowego.

W celu zorientowania mapy według kilku obiektów powierzchniowych, wybiera się tego rodzaju obiekty w terenie, rozpoznaje się je i układa mapę tak, aby wzajemne położenie tych obiektów na mapie, zgadzało się ze wzajemnym ich położeniem w terenie.

8.2.2.2. Ustalanie na mapie rejonu, nad którym prawdopodobnie znajduje się statek powietrzny

Od ostatniej pozycji statku powietrznego odkłada się na mapie wzrokowo lub za pomocą kątomierza i skalówki kierunek lotu i przebytą odległość, tj. zlicza się drogę według kierunku, prędkości i czasu lotu. Następnie ocenia się dokładność tej pozycji na podstawie błędów związanych ze zliczaniem drogi i ustala się na mapie rejon, w którym prawdopodobnie znajduje się nowa pozycja statku.

8.2.2.3. Ustalanie pozycji statku powietrznego

W granicach ustalonego uprzednio na mapie rejonu wybiera się charakterystyczne obiekty, które mogą być najłatwiej odszukane i rozpoznane w danych warunkach lotu, a następnie porównuje się mapę z terenem, nad którym odbywa się lot.

Porównanie mapy z terenem można wykonywać „przechodząc" z mapy na teren lub z terenu na mapę.

W przypadku pierwszym (przejście z mapy na teren) zapamiętuje się cechy charakterystyczne wybranych obiektów na mapie, a następnie według tych cech odszukuje się dane obiekty w terenie. Ten sposób porównania mapy z terenem jest sposobem zasadniczym.

W drugim przypadku (przejście z terenu na mapę) zapamiętuje się cechy charakterystyczne obiektów obserwowanych w terenie, a następnie według tych cech odszukuje się te obiekty na mapie. Ten sposób stosuje się, gdy w polu widzenia pojawi się charakterystyczny obiekt orientacyjny.

Według rozpoznanych obiektów ustala się i oznacza na mapie pozycję statku powietrznego.

Obiekt uważa się za rozpoznany, gdy wszystkie cechy obiektu zgadzają się z jego cechami przedstawionymi na mapie i jeżeli tożsamość obiektu potwierdzają inne obiekty, znajdujące się w pobliżu linii drogi.

Zależnie od położenia statku powietrznego względem linii drogi i widoczności obiektów w terenie pozycję statku można ustalać różnymi sposobami. Najłatwiej jest ustalić *PS*, gdy statek powietrzny znajduje się nad charakterystycznym obiektem lub gdy obiekt znajduje się na nakazanej linii drogi przed albo za statkiem powietrznym (według kąta pionowego obiektu i wysokości lotu).

Jeżeli na nakazanej linii drogi nie ma charakterystycznych obiektów, to pozycję statku można ustalić według:

— kąta kursowego i odległości do bocznego obiektu orientacyjnego,

— kątów kursowych lub odległości do dwóch lub więcej bocznych obiektów orientacyjnych.

Określając wzrokowo kierunek i odległość od statku powietrznego do rozpoznanych obiektów, ocenia się przybliżoną pozycję statku powietrznego względem tych obiektów i oznacza *PS* na mapie.

Jeżeli w polu widzenia z danej wysokości lotu nie ma żadnego łatwo rozpoznawalnego obiektu, to można ustalić *PS* przez zliczenie przebytej drogi od ostatniej pozycji, a następnie w celu porównania mapy z terenem — wykorzystać różne drobne obiekty orientacyjne. W dalszym locie należy uściślić *PS*, przelatując

nad pierwszym charakterystycznym i pewnie zidentyfikowanym obiektem.

Prowadząc orientację wzrokową należy pamiętać, że często napotyka się w terenie obiekty podobne. W tym przypadku rozpoznaje się obiekty według ich cech głównych i dodatkowych.

Porównując mapę z terenem wykorzystuje się w zasadzie w pierwszej kolejności charakterystyczne, łatwo rozpoznawalne obiekty, na podstawie których łatwiej przejść do małych obiektów, znajdujących się w pobliżu statku powietrznego i według nich ustalać *PS*.

W celu skutecznego prowadzenia orientacji wzrokowej personel latający powinien:

— umieć czytać mapę, to jest wyobrażać sobie, jak przedstawione na mapie znakami topograficznymi obiekty orientacyjne wyglądają w terenie, przy obserwacji ich ze statku powietrznego,

— znać bardzo dobrze rejon trasy lotu, a zwłaszcza system liniowych i powierzchniowych obiektów wzdłuż trasy lotu i ich cechy charakterystyczne,

— umieć wybierać na mapie (w rejonie prawdopodobnej pozycji statku powietrznego) takie obiekty i ich cechy, które można najłatwiej rozpoznać w terenie w danej porze roku i doby,

— umieć zliczać drogę w pamięci,

— umieć oceniać wzrokowo z różnych wysokości lotu odległości do obserwowanych w terenie obiektów orientacyjnych.

8.2.3
PROWADZENIE ORIENTACJI WZROKOWEJ W RÓŻNYCH WARUNKACH

Warunki prowadzenia orientacji wzrokowej zależą od:

— rodzaju i tła terenu,

— rodzaju i widoczności obiektów orientacyjnych,

— pór roku i doby,

— przejrzystości powietrza,

— oświetlenia naturalnego,

— wysokości i prędkości lotu,

— pola obserwacji ze statku powietrznego,

— możliwości obserwacji terenu przy niepełnym zachmurzeniu.

Rodzaj i tło terenu mają zasadnicze znaczenie dla prowadzenia orientacji wzrokowej. Dobrze rozpoznaje się obiekty wyraźnie odznaczające się na tle terenu, a znacznie gorzej, gdy zlewają się z ogólnym tłem.

Prowadzenie orientacji wzrokowej jest znacznie utrudnione, a w wielu przypadkach zupełnie niemożliwe, podczas lotu nad dużymi obszarami leśnymi i wodnymi, stepem, pustynią, tundrą itp., gdzie charakterystycznych obiektów brak.

W rejonach nasyconych dużymi i różnorodnymi obiektami orientacyjnymi (duże rzeki, jeziora, miasta itp.) prowadzić orientację wzrokową jest znacznie łatwiej niż w rejonach z dużą ilością obiektów jednorodnych (gęsta sieć komunikacyjna, wiele małych jezior, rzeczek, osiedli itp.).

Podczas lotu nad terenem o nielicznych charakterystycznych obiektach orientacyjnych prowadzenie orientacji wzrokowej jest bardzo trudne.

Rodzaj i widoczność obiektów orientacyjnych. Nie wszystkie obiekty orientacyjne mają jednakową przydatność dla orientacji wzrokowej. Przydatność ta zależy od zasięgu widoczności (widzialności) obiektów ze statku powietrznego w danych warunkach lotu oraz stopnia ich rozpoznawalności. Zasięg widoczności obiektów i stopień ich rozpoznawalności zależą od rodzaju, rozmiarów, kształtu i koloru obiektów, tła terenu, pory roku i doby, przejrzystości powietrza, oświetlenia naturalnego, wysokości i prędkości lotu.

Pora roku. Wygląd terenu zmienia się zależnie od pory roku. Najdogodniejsze warunki do prowadzenia orientacji wzrokowej są w lecie, ponieważ w tym okresie obiekty orientacyjne mają wygląd odpowiadający ich oznaczeniom umownym na mapie. Jesienią lasy i pola tracą swą barwę i stają się szare. Wiosną, podczas tajania śniegu, a także jesienią i zimą, kiedy teren jest pokryty oddzielnymi plamami śniegu, powierzchnia ziemi staje się szarobiała, deformują się naturalne kształty obiektów orientacyjnych i często bardzo trudno jest rozróżniać małe, a nawet średnie miejscowości i drogi. Tajanie śniegu wiosną zniekształca wygląd koryt rzek, zwłaszcza jeżeli nie są uregulowane. W chłodnych porach roku zwiększona wilgotność zmniejsza przejrzystość powietrza, pogarszając warunki widoczności. Zimą na jednostaj-

nej pokrywie śnieżnej niektóre obiekty stają się lepiej widoczne (linie kolejowe, szosy o dużej intensywności ruchu) lub tracą swoją przydatność jako obiekty orientacyjne, ze względu na zlewanie się z ogólnym tłem terenu (zamarznięte rzeki, jeziora).

Pora doby. Najlepsze warunki prowadzenia orientacji wzrokowej występują w jasny słoneczny dzień. W godzinach rannych i wieczornych ukośne promienie słońca nadają terenowi czerwone odcienie i utrudniają rozpoznawanie obiektów. Obserwacja pod słońce pogarsza widoczność obiektów, ponieważ promienie słoneczne oślepiają obserwatora.

O świcie i zmroku zmniejsza się zasięg widoczności obiektów i pozbawione są one naturalnych kolorów, w wyniku czego pojawia się jednorodność koloru (ciemny i szary) i zacierają się oddzielne szczegóły obiektów. Oprócz tego rano i wieczorem pogarsza się nieraz gwałtownie przejrzystość powietrza z powodu występującej mgły lub zamglenia.

W jasną księżycową noc warunki prowadzenia orientacji wzrokowej nieznacznie różnią się od warunków w dzień. Duże obiekty są dość dobrze rozróżnialne, lecz wyglądają inaczej niż w dzień. Duże znaczenie ma usytuowanie obserwatora i obiektu względem księżyca. Gdy księżyc znajduje się wysoko nad horyzontem, obiekty są bardziej widoczne i rozpoznaje się je dość łatwo, zwłaszcza jeżeli znajdują się w tej części horyzontu, w której znajduje się księżyc. W okresie niskiego położenia księżyca nad horyzontem lepiej widoczne są obiekty w kierunku przeciwnym do księżyca. Podczas wschodu i zachodu księżyca widoczność znacznie się pogarsza.

W bezksiężycową noc widoczność obiektów orientacyjnych gwałtownie się pogarsza. Nie oświetlone obiekty widoczne są jako szare plamy z rozpływającymi się konturami, a przy poziomej widzialności mniejszej niż 4—5 km są one zupełnie niewidoczne. Z dużych wysokości, przy braku obiektów świetlnych, prowadzenie orientacji wzrokowej staje się niemożliwe.

Orientację wzrokową w nocy ułatwiają znajdujące się w terenie obiekty świetlne, zwłaszcza duże obiekty, dobrze znane załodze. Należy jednak pamiętać, że w ciągu nocy zmieniają się stopień oświetlenia obiektów i ich kontury.

W nocy bardzo trudno jest oceniać odległości do obiektów i od-

ległości między obiektami, zwłaszcza gdy znajdują się w znacznej odległości od statku powietrznego; ulega się złudzeniu, że obiekty świetlne znajdują się bliżej, niż to jest w rzeczywistości, co utrudnia określenie rzeczywistej odległości do obserwowanego obiektu.

W czasie lotu w nocy trudno jest obserwować obiekty w terenie z oświetlonej kabiny statku powietrznego. Dlatego przed porównaniem mapy z terenem zmniejsza się zazwyczaj stopień oświetlenia kabiny statku lub w ogóle wyłącza się światła i czeka pewien czas, dopóki wzrok nie zaadaptuje się do ciemności.

Przejrzystość powietrza. Na orientację wzrokową duży wpływ wywiera przejrzystość powietrza, będąca jednym z głównych czynników decydujących o zasięgu widoczności. Występujące podczas lotu takie zjawiska meteorologiczne, jak deszcz, śnieg, mgiełka i mgła oraz zapylenie powietrza, znacznie pogarszają przejrzystość powietrza i zmniejszają przez to zasięg widoczności i stopień rozpoznawalności obiektów, a tym samym utrudniają prowadzenie orientacji wzrokowej.

Oświetlenie naturalne. Wraz z pogorszeniem się oświetlenia naturalnego oko ludzkie trudniej rozróżnia kolory i szczegóły obiektów orientacyjnych.

Wysokość lotu. Wysokość lotu ma istotny wpływ na prowadzenie orientacji wzrokowej. Najdogodniejszymi wysokościami do prowadzenia orientacji wzrokowej są wysokości od 2000 do 5000 m. W przeciętnych warunkach widoczności kontury obiektów orientacyjnych rozróżnia się z odległości równej 10-krotnej wysokości, a ich szczegóły — z odległości równej 3—5 wysokościom lotu. Na dużych wysokościach, od 5000 do 12 000 m, przy dobrej pogodzie, więcej jest dobrze widocznych dużych obiektów orientacyjnych, a małe obiekty orientacyjne zlewają się z ogólnym tłem terenu i tracą przydatność do prowadzenia orientacji wzrokowej.

Orientacja wzrokowa podczas lotu na wysokościach powyżej 12 000 m jest utrudniona ze względu na małą widzialność poziomą, powodowaną nagromadzeniem pod tropopauzą pary wodnej, pyłu, produktów spalania, cząstek minerałów i innych zanieczyszczeń.

W wyniku dużego oddalenia obserwowanych obiektów orienta-

cyjnych od statku powietrznego widzialność skośna zależy istotnie od wymiarów tych obiektów. Obecność w terenie wyłącznie małych obiektów utrudnia orientację wzrokową. Małe obiekty można rozróżniać, jeżeli ich wymiary są nie mniejsze niż 1/500 wysokości lotu. W tym samym czasie możliwość rozpoznawania dużych obiektów orientacyjnych (jeziora, duże rzeki, duże miasta) wyraźnie wzrasta. Tłumaczy się to tym, że w wyniku zmniejszenia się szybkości kątowej przemieszczania się statku powietrznego nad terenem czas na obserwację obiektów, nawet przy dużej prędkości lotu, jest stosunkowo duży. Na przykład podczas lotu na wysokości 15 000 m z prędkością 1600 km/h szybkość kątowego przemieszczania się statku powietrznego nad terenem jest taka sama, jak w przypadku statku lecącego z prędkością 540 km/h na wysokości 5000 m. Jednak należy podkreślić, że dla zidentyfikowania zaobserwowanego obiektu orientacyjnego należy w przypadku wysokości stratosferycznych bardziej wytężać wzrok i poświęcać więcej czasu i uwagi na rozpoznanie niż na wysokościach średnich. Przy małym nawet zamgleniu, nieznacznie zmniejszającym przejrzystość powietrza, zasięg widoczności obiektów orientacyjnych zmniejsza się w przybliżeniu dwukrotnie.

W lotach na małych wysokościach (poniżej 600 m) warunki prowadzenia orientacji wzrokowej pogarszają się na skutek: małego promienia widnokręgu, krótkiego czasu na rozpoznawanie obiektów z powodu dużej prędkości kątowej ich przemieszczania się, obserwacji obiektów położonych nawet w niedużej odległości od statku powietrznego nie w planie, lecz w perspektywie oraz zasłaniania obiektów przez rzeźbę terenu. Dlatego orientację wzrokową w lotach na małych wysokościach należy prowadzić z wyprzedzeniem, oczekując pojawienia się obiektu z przewidywanego kierunku.

P r ę d k o ś ć l o t u. Ze zwiększeniem prędkości lotu zwiększa się trudność prowadzenia orientacji wzrokowej, ze względu na znacznie ograniczony czas na rozpoznawanie obiektów, uwarunkowany szybkim kątowym przemieszczaniem się obiektów w stosunku do statku powietrznego.

Zwiększenie prędkości lotu utrudnia szczególnie orientację wzrokową na małych wysokościach lotu i przy słabej widocz

Na dużych i średnich wysokościach zwiększenie prędkości lotu wpływa nieznacznie na warunki prowadzenia orientacji wzrokowej.

Pole obserwacji ze statku powietrznego. Prowadzeniu orientacji wzrokowej sprzyja dobre pole obserwacji ze statku powietrznego. Ograniczenie stref tego pola przez konstrukcję statku utrudnia orientację wzrokową. Załoga powinna dobrze znać specyfikę prowadzenia orientacji wzrokowej na typie statku powietrznego, na którym wykonuje loty.

Obserwacja terenu przy niepełnym zachmurzeniu. Kiedy zachmurzenie jest niepełne, w locie nad chmurami można również prowadzić orientację wzrokową. Obiekty orientacyjne odszukuje się wówczas i rozpoznaje na wycinkach terenu („oknach") nie zasłoniętych chmurami. Przy zachmurzeniu z przejaśnieniami należy mieć na uwadze, że cienie chmur przypominają do złudzenia masywy leśne, jeziora i inne obiekty powierzchniowe.

8.2.4
DOKŁADNOŚĆ USTALANIA POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO ZA POMOCĄ ORIENTACJI WZROKOWEJ

Pozycja statku powietrznego ustalona w czasie lotu za pomocą orientacji wzrokowej obarczona jest zazwyczaj pewnym błędem, którego wartość zależy od dokładności wzrokowego określenia pionu, położenia obiektów (odległości, kierunku), wysokości lotu i skali mapy. Bardzo dokładne określenie nieuzbrojonym okiem położenia punktu rzutu statku powietrznego na powierzchnię ziemi względem obiektów jest dość trudne. Występująca trudność w określeniu pionu wzrasta ze zwiększaniem się wysokości lotu. Niedokładność ustalenia pozycji statku wzrasta ze zwiększeniem się odległości obiektów od statku powietrznego.

Przy wzrokowym określaniu kierunku do obiektu dopuszczalny jest błąd w określeniu kąta w zakresie 7—10°.

Duża skala mapy sprzyja dokładności oznaczenia na niej pozycji statku powietrznego. Praktycznie przyjmuje się, że dokładność ustalania pozycji za pomocą orientacji wzrokowej wynosi średnio 3 km+0,6 wysokości lotu.

Gdy lot jest wykonywany w warunkach ograniczonej widoczności, nad chmurami lub w chmurach, we mgle, w nocy, nad morzem lub pustynią, szczególną rolę w prowadzeniu orientacji geograficznej odgrywają techniczne urządzenia nawigacyjne.

Ustalanie pozycji statku powietrznego za pomocą technicznych urządzeń nawigacyjnych nosi nazwę orientacji przyrządowej, a ustalona pozycja może być pozycją rzeczywistą, zliczoną, namierzoną lub otrzymaną drogą radiową z ziemi (p. podrozdz. 1.1).

Dokładność i częstość ustalania pozycji statku powietrznego w czasie lotu za pomocą orientacji przyrządowej zależy od wymagań w zakresie dokładności i stopnia ciągłości orientacji geograficznej, uwarunkowanych zadaniem i etapem lotu, wyposażenia nawigacyjnego statku i naziemnych urządzeń (pomocy) nawigacyjnych, wyszkolenia załogi i innych konkretnych warunków nawigacyjnej sytuacji lotu.

W przypadku orientacji przyrządowej rolę naziemnych obiektów orientacyjnych, wykorzystywanych w warunkach widoczności powierzchni ziemi do prowadzenia orientacji wzrokowej, spełniają naziemne radiotechniczne punkty odniesienia, ciała niebieskie i sztuczne satelity Ziemi (SSZ) oraz „fikcyjne" punkty w przestrzeni powietrznej, uzyskiwane w wyniku przecinania się linii pozycyjnych (lub płaszczyzn, powierzchni) od wymienionych punktów odniesienia.

Urządzenia i systemy (układy) nawigacyjne dostarczające informacji o linii pozycyjnej lub pozycji statku powietrznego mogą być stosowane oddzielnie lub kompleksowo. Zależnie od możliwości samodzielnego działania lub wzajemnej zależności ich działania od pracy innych urządzeń, mogą być autonomiczne lub nieautonomiczne (wzajemnie zależne).

Autonomiczne urządzenia nawigacyjne są zainstalowane na pokładzie statku powietrznego (urządzenia pokładowe), a uzyskiwanie informacji o linii pozycyjnej lub pozycji statku odbywa się niezależnie od współpracy z naziemnymi urządzeniami (pomocami) nawigacyjnymi.

Nieautonomiczne urządzenia techniczne tworzą systemy (układy) nawigacyjne składające się z pokładowego (ruchomego) i naziemnego (zasadniczo stacjonarnego) wyposażenia.

Radiotechniczne urządzenia i systemy nawigacyjne zależnie od przydatności do prowadzenia orientacji przyrządowej, można scharakteryzować przez:

— zasięg działania, tzn. maksymalną odległość między statkiem powietrznym a punktem radionawigacyjnym (PRN), przy której uzyskuje się jeszcze wymaganą dokładność prowadzenia orientacji,

— dokładność pomiaru parametrów nawigacyjnych, niezbędnych do określania linii pozycyjnej i ustalania *PS*,

— szybkość uzyskiwania i opracowania niezbędnej informacji nawigacyjnej,

— przepustowość, tzn. zdolność urządzenia czy systemu, do jednoczesnego obsługiwania określonej liczby statków powietrznych,

— odporność na zakłócenia,

— niezawodność, tzn. zdolność do sprawnej pracy w ciągu określonego czasu z zachowaniem nominalnych charakterystyk technicznych,

— ekonomiczność, na którą składają się niskie koszty produkcji i eksploatacji urządzeń, prostota obsługi i minimalne zużycie energii elektrycznej,

— robocze pasmo częstotliwości, które wiąże się ściśle z niezawodnością, zasięgiem i dokładnością działania urządzenia czy systemu,

— minimalny wymiar i masę urządzenia, co ma szczególne znaczenie w przypadku umieszczania urządzeń na pokładzie statku, przy jednoczesnym zapewnieniu określonej niezawodności działania.

Wszystkie stosowane urządzenia i systemy nawigacyjne mogą być wykorzystywane w zasadzie w różnych warunkach nawigacyjnej sytuacji lotu, jednak w celu zwiększenia niezawodności ciągłej informacji nawigacyjnej, niezbędnej do określania linii pozycyjnych i pozycji statku powietrznego, oraz zwiększenia prawdopodobieństwa dokładności *PS*, uzyskiwane za ich pomocą informacje nawigacyjne powinny być wzajemnie uzupełniane.

Zastosowanie jednego z tych urządzeń (systemów) oddzielnie nie zawsze jest możliwe i celowe ze względu na właściwe ich błędy pomiarowe w określonych warunkach ich działania i z tego względu na statkach powietrznych są instalowane zazwyczaj różne przyrządy i urządzenia nawigacyjne, stanowiące główne lub zastępujące się (rezerwowe) źródła informacji nawigacyjnej dotyczącej *PS* i są stosowane przez załogę w zależności od konkretnych warunków pracy i nawigacyjnej sytuacji lotu.

Za pomocą technicznych urządzeń nawigacyjnych pozycja statku powietrznego może być ustalona jednym z następujących sposobów:

— przez określenie za pomocą pokładowych urządzeń nawigacyjnych chwili pionowego przelotu nad naziemnym punktem radionawigacyjnym, oznaczonym na mapie i zidentyfikowanym uprzednio przez załogę,

— przez określenie 2—3 przecinających się linii pozycyjnych statku powietrznego, uzyskanych jednocześnie za pomocą urządzeń radiotechnicznych, astronomicznych lub optycznych, lub sprowadzonych do tego samego czasu, z kolejnym przejściem na uprzednio przygotowaną mapę z naniesioną na niej siatką linii pozycyjnych; tym sposobem pozycja statku może być również wyliczona automatycznie na pokładzie statku (astroorientatory) lub na ziemi (urządzenia radiotechniczne) we współrzędnych geograficznych lub innych; w tym ostatnim przypadku współrzędne pozycji statku powietrznego, określone na ziemi, są przekazywane załodze na pokład statku drogą radiową; w odróżnieniu od ustalania pozycji statku powietrznego metodą zliczania drogi, ustalanie pozycji tym sposobem (namierzaniem) nie wymaga znajomości uprzedniej pozycji statku,

— przez obserwację i identyfikację obiektów terenowych za pomocą autonomicznych pokładowych urządzeń radiolokacyjnych, telewizyjnych i pracujących techniką podczerwieni,

— za pomocą kompleksowych systemów nawigacyjnych; zestaw kompleksowego systemu nawigacyjnego zależy od przeznaczenia i typu statku powietrznego, na którym jest on zainstalowany, jednak w dowolnym wariancie powinien on składać się z urządzeń technicznych zapewniających rozwiązywanie dwóch podstawowych zadań: ciągłości zliczania drogi (pozycji) lub inaczej mó-

wiąc ciągłości orientacji przyrządowej oraz korekcji zliczonej pozycji statku.

Do zliczania drogi mogą być wykorzystane urządzenia techniczne w następujących połączeniach (zestawach):

— prędkościomierz (nadajnik prędkości), system kursowy, chronometr,

— urządzenie dopplerowskie, system kursowy, chronometr,

— system inercjalny lub astroinercjalny, chronometr,

— urządzenie dopplerowskie, system inercjalny, chronometr.

Jako korektory zliczonej pozycji statku stosuje się zarówno autonomiczne nawigacyjne urządzenia techniczne (np. celowniki radiolokacyjne, orientatory astronomiczne), jak i nieautonomiczne urządzenia i systemy radiotechniczne (PRN, systemy: kątowe, odległościowe, kątowo-odległościowe, hiperboliczne).

W celu automatyzacji procesu rozwiązywania tych zadań w zestaw systemów kompleksowych włącza się urządzenia wyliczające (komputery), spełniające zadanie członów pośrednich, łączących nadajniki nawigacyjnych elementów lotu ze wskaźnikami współrzędnych pozycji statku lub z organami układów sterowania statkiem.

Stosowanie kompleksowych systemów nawigacyjnych zapewnia ciągłość i zwiększoną dokładność orientacji przyrządowej, zwłaszcza w przypadkach zmiennych elementów lotu, oraz zwalnia załogę od potrzeby wykonywania w czasie lotu obliczeń, dzięki czemu może ona poświęcić więcej uwagi i czasu na kontrolę przebiegu lotu i śledzenie zmian sytuacji nawigacyjnej.

Zasady i metody ustalania pozycji statku powietrznego za pomocą orientacji przyrządowej podano w rozdz. 7 i 10.

9

PODSTAWOWE MANEWRY NAWIGACYJNE STATKU POWIETRZNEGO W PŁASZCZYŹNIE POZIOMEJ I PIONOWEJ

9.1

ZAKRĘT STATKU POWIETRZNEGO

9.1.1

ELEMENTY ZAKRĘTU STATKU POWIETRZNEGO

Zakręt statku powietrznego może być ustalony lub nieustalony. Dalsze rozważania niniejszego podrozdziału dotyczyć będą zakrętu ustalonego.

Zakrętem ustalonym (dalej nazywanym „zakrętem") nazywa się ruch statku powietrznego po krzywej zamkniętej, leżącej w płaszczyźnie poziomej, odbywający się ze stałą prędkością i stałym kątem przechylenia.

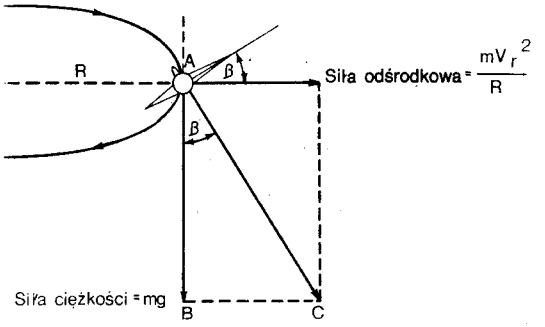
W rozwiązywaniu różnych zagadnień nawigacyjnych jest konieczne uwzględnianie następujących podstawowych elementów zakrętu:

— prędkości liniowej zakrętu V_r,
— kąta przechylenia β,
— prędkości kątowej zakrętu ω,
— promienia zakrętu R,
— czasu zakrętu o 360° (t_{360}), lub o inny dany kąt t_{zakr},
— drogi zakrętu S_{zakr}.

Kątem przechylenia nazywa się kąt zawarty między płaszczyzną poziomą a osią poprzeczną statku powietrznego.

W praktyce nawigacyjnej zazwyczaj nakazane są dwa elementy zakrętu: prędkość liniowa V_r i kąt przechylenia β, a na ich podstawie oblicza się inne potrzebne elementy. Elementy zakrętu można obliczać analitycznie, na suwaku lub kalkulatorze nawigacyjnym, bądź też odczytywać ze specjalnych wykresów lub tablic (zał. 8).

Wyprowadzając wzory na obliczanie elementów zakrętu wychodzi się z założenia, że statek powietrzny wykonujący zakręt znajduje się pod działaniem dwóch sił: siły ciężkości, równej iloczynowi masy statku powietrznego m i przyśpieszenia ziemskiego g (g=9,806 65 m/s²=68 648,8 NM/h²=127 137,6 km/h²), oraz siły odśrodkowej, równej $m \cdot \frac{V^2}{R}$ (rys. 9.1).



Rys. 9.1. Kąt przechylenia i promień zakrętu statku powietrznego

9.1.2 OBLICZANIE ELEMENTÓW ZAKRĘTU STATKU POWIETRZNEGO WEDŁUG WZORÓW

9.1.2.1. Kąt przechylenia

Rozpatrując trójkąt ABC (rys. 9.1) można wyprowadzić następujący wzór na kąt przechylenia β:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{BC}{AB} = \frac{\frac{m \cdot V_r^2}{R}}{m \cdot g} = \frac{V_r^2}{g \cdot R}$$

Kąt przechylenia można również wyrazić wzorami:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{2\pi \cdot V_r}{g \cdot t_{360}}$$

lub przyjmując, że $\frac{2\pi}{g} = 0{,}64$

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{0{,}64 \cdot V_r}{t_{360}}$$

Przykład 1

Obliczyć β.

Dane: $V_r = 125$ m/s; $R = 4375$ m.

Rozwiązanie

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{V_r^2}{g \cdot R}$$

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{125 \cdot 125}{9{,}81 \cdot 4375} = 0{,}3640; \quad \beta = 20°$$

Przykład 2

Obliczyć β.

Dane: $V_r = 125$ m/s; $t_{360} = 220$ s

Rozwiązanie

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{2\pi \cdot V_r}{g \cdot t_{360}}$$

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{6{,}28 \cdot 125}{9{,}81 \cdot 220} = 0{,}3637$$

$\beta = 19°59'$

9.1.2.2. Prędkość kątowa zakrętu

Prędkość kątową zakrętu oblicza się według wzorów:

$$\omega = \frac{360}{t_{360}}$$

$$\omega = 57{,}3\frac{V_r}{R}$$

$$\omega = \frac{K_{zakr}}{t_{zakr}}$$

$$\omega = 562{,}1 \frac{\operatorname{tg}\beta}{V_r}$$

Przykład 1

Obliczyć ω.
Dane: $t_{360} = 220$ s.

Rozwiązanie

$$\omega = \frac{360^\circ}{t_{360}}$$

$$\omega = \frac{360}{220} = 1{,}64^\circ/\text{s}$$

Przykład 2

Obliczyć ω.
Dane: $V_r = 125$ m/s; $R = 4375$ m

Rozwiązanie

$$\omega = 57{,}3 \frac{V_r}{R}$$

$$\omega = 57{,}3 \frac{125}{4375} = 1{,}64^\circ/\text{s}$$

Przykład 3

Obliczyć ω.
Dane: $K_{zakr} = 135^\circ$; $t_{zakr} = 82{,}5$ s.

Rozwiązanie

$$\omega = \frac{K_{zakr}}{t_{zakr}}$$

$$\omega = \frac{135}{82{,}5} = 1{,}64^\circ/\text{s}$$

Przykład 4

Obliczyć ω.
Dane: $\beta = 20^\circ$; $V_r = 125$ m/s.

Rozwiązanie

$$\omega = 562{,}1 \frac{\operatorname{tg}\beta}{V_r}$$

$$\omega = 562{,}1 \frac{0{,}3640}{125} = 1{,}64°/s$$

9.1.2.3. Promień zakrętu

Promień zakrętu oblicza się według wzorów:

$$R = \frac{V^2_r}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}$$

$$R = \frac{t_{360} \cdot V_r}{2\pi}$$

Przykład 1

Obliczyć R

Dane: $V_r = 450$ km/h $= 125$ m/s; $\beta = 20°$

Rozwiązanie

$$R = \frac{V^2_r}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}$$

$$R = \frac{125^2}{9{,}81 \cdot 0{,}3640} = 4375{,}72 \text{ m}$$

Przykład 2

Obliczyć R.

Dane: $t_{360} = 220$ s; $V_r = 125$ m/s.

Rozwiązanie

$$R = \frac{t_{360} \cdot V_r}{2\pi}$$

$$R = \frac{220 \cdot 125}{6{,}28} = 4378{,}98 \text{ m}$$

9.1.2.4. Czas zakrętu o 360°

Czas zakrętu o 360° oblicza się według wzorów:

$$t_{360} = \frac{2\pi R}{V_r}$$

$$t_{360} = \frac{2\pi V_r}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}$$

$$t_{360} = \frac{0{,}64 \cdot V_r}{\operatorname{tg}\beta}$$

gdzie $2\pi R$ — obwód koła

Przykład 1

Obliczyć t_{360}.

Dane: $R = 4375$ m; $V_r = 125$ m/s.

Rozwiązanie

$$t_{360} = \frac{2\pi R}{V_r}$$

$$t_{360} = \frac{6{,}28 \cdot 4375}{125} = 219{,}8 \text{ s}$$

Przykład 2

Obliczyć t_{360}.

Dane: $V_r = 125$ m/s; $\beta = 20°$.

Rozwiązanie

$$t_{360} = \frac{2\pi V_r}{g \cdot \operatorname{tg}\beta}$$

$$t_{360} = \frac{6{,}28 \cdot 125}{9{,}81 \cdot 0{,}3640} = 219{,}8 \text{ s}$$

9.1.2.5. Czas zakrętu o dany kąt

Czas zakrętu o dany kąt oblicza się według wzorów:

$$t_{zakr} = t_{360} \frac{K_{zakr}}{360°}$$

$$t_{zakr} = \frac{2\pi R}{V_r} \cdot \frac{K_{zakr}}{360°}$$

$$t_{zakr} = \frac{R \cdot K_{zakr}}{57{,}3 \cdot V_r}$$

$$t_{zakr} = \frac{2\pi \cdot V_r}{g \cdot \operatorname{tg}\beta} \cdot \frac{K_{zakr}}{360°}$$

Przykład

Obliczyć t_{zakr}.

Dane: $K_{zakr}=135°$; $t_{360}=220$ s.

Rozwiązanie

$$t_{zakr}=t_{360}\cdot\frac{K_{zakr}}{360°}$$

$$t_{zakr}=220\cdot\frac{135}{360}=82{,}5 \text{ s}$$

9.1.2.6. Droga zakrętu o dany kąt

Drogę zakrętu o dany kąt oblicza się według wzoru:

$$S_{zakr}=\frac{2\pi R\cdot K_{zakr}}{360°}$$

lub

$$S_{zakr}=0{,}0175\,R\cdot K_{zakr}$$

Przykład

Obliczyć S_{zakr}.

Dane: $R=4375$ m; $K_{zakr}=135°$

Rozwiązanie

$$S_{zakr}=\frac{2\pi R\cdot K_{zakr}}{360°}$$

$$S_{zakr}=\frac{6{,}28\cdot 4375\cdot 135}{360}=10\,303 \text{ m}$$

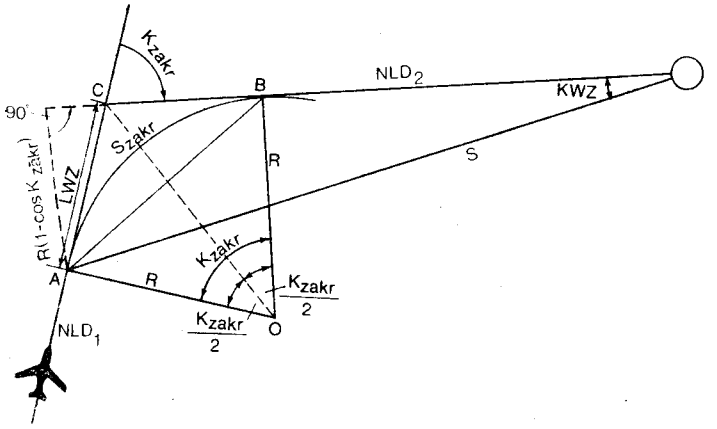
9.1.3

OBLICZANIE LINIOWEGO WYPRZEDZENIA ZAKRĘTU

Liniowym wyprzedzeniem zakrętu *LWZ* nazywa się odległość, w której przed dolotem do nowej linii drogi należy rozpocząć zakręt, aby wyjść na nową linię (rys. 9.2).

Liniowe wyprzedzenia zakrętu oblicza się według wzoru:

$$LWZ=R\cdot\operatorname{tg}\frac{K_{zakr}}{2}$$



Rys. 9.2. Elementy liniowego i kątowego wyprzedzenia zakrętu

Przykład

Obliczyć *LWZ*.
Dane: $R=4375$ m; $K_{zakr}=73°$.

Rozwiązanie

$$LWZ=R\cdot\operatorname{tg}\frac{K_{zakr}}{2}$$

$$LWZ=4375\cdot\operatorname{tg}\frac{73}{2}=4375\cdot 0{,}74=3237{,}5\ \text{m}$$

9.1.4
OBLICZANIE KĄTOWEGO WYPRZEDZENIA ZAKRĘTU

Kątowym wyprzedzeniem zakrętu *KWZ* nazywa się kąt, o jaki należy rozpoczynać wcześniej zakręt, przed dolotem do nowej nakazanej linii drogi, aby wyjść na tę linię. Kąt ten uwzględnia się przy określaniu momentu rozpoczęcia zakrętu na nową linię drogi za pomocą urządzeń radiotechnicznych znajdujących się na tej linii oraz przy określaniu momentu wyjścia na nakazaną linię radionamiaru.

Kątowe wyprzedzenie zakrętu łatwo jest zmierzyć kątomierzem na mapie. Może być ono również obliczone według wzorów (rys. 9.2):

$$\sin KWZ=\frac{R}{S}(1-\cos K_{zakr})$$

$$\sin KWZ = \frac{LWZ}{S} \sin K_{zakr}$$

$$KWZ = 60 \frac{R}{S} (1 - \cos K_{zakr})$$

Przykład

Obliczyć KWZ.

Dane: $R = 5$ km; $K_{zakr} = 60°$; $S = 40$ km.

Rozwiązanie

$$KWZ = 60 \frac{R}{S} (1 - \cos K_{zakr})$$

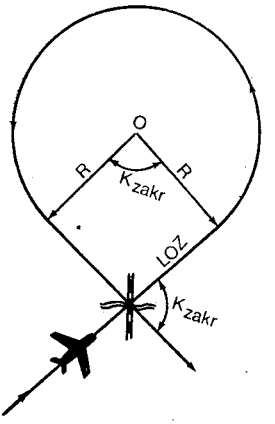
$$KWZ = 60 \frac{5}{40} (1 - 0{,}5) \approx 4°$$

9.1.5

OBLICZANIE LINIOWEGO OPÓŹNIENIA ZAKRĘTU

W niektórych przypadkach jest konieczny ponowny przelot nad określonym obiektem w nakazanym kierunku (np. w różnego rodzaju oblotach pokładowych i naziemnych technicznych urządzeń nawigacyjnych).

W tych przypadkach zamiast liniowego wyprzedzenia zakrętu oblicza się liniowe opóźnienie zakrętu *LOZ*, a zakręt potrzebny do wyjścia na nakazany kierunek znad punktu rozpoczyna się po przelocie punktu w odległości liniowego opóźnienia zakrętu (rys. 9.3).



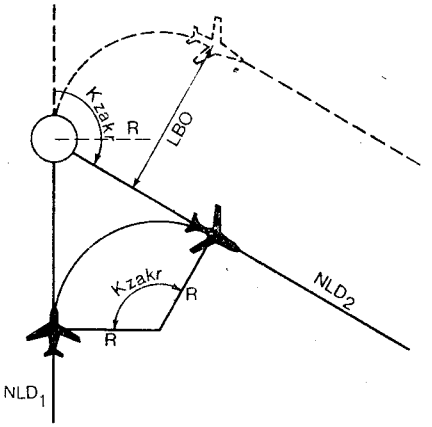
Rys. 9.3. Liniowe opóźnienie zakrętu

Liniowe opóźnienie zakrętu oblicza się według tego samego wzoru co i liniowe wyprzedzenie zakrętu.

9.1.6

LINIOWE BOCZNE ODCHYLENIE OD NAKAZANEJ LINII DROGI POWSTAŁE W WYNIKU NIEUWZGLĘDNIENIA PROMIENIA ZAKRĘTU PODCZAS ZMIANY KIERUNKU LOTU

Liniowe boczne odchylenie od nakazanej linii drogi powstałe w wyniku nieuwzględniania promienia zakrętu podczas zmiany kierunku lotu (rys. 9.4) oblicza się według wzoru:



Rys. 9.4. Liniowe boczne odchylenie od nakazanej linii drogi powstałe w wyniku nieuwzględnienia promienia zakrętu podczas zmiany kierunku lotu

$$LBO_{zakr} = R\,(1 - \cos K_{zakr})$$

Jeżeli $K_{zakr} = 90°$, to $LBO_{zakr} = R$, jeżeli $K_{zakr} = 180°$, to $LBO_{zakr} = 2R$.

Przykład

Obliczyć LBO_{zakr}.

Dane: $R = 15$ km; $K_{zakr} = 135°$ (rys. 9.4, skala 1 cm — 10 km).

Rozwiązanie

$LBO_{zakr} = R\,(1 - \cos K_{zakr})$

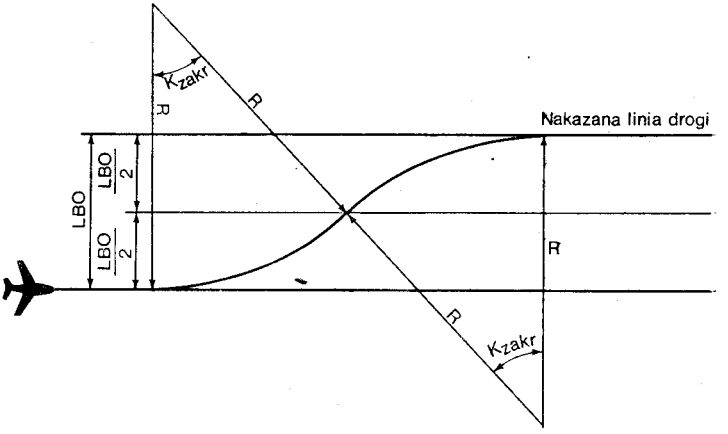
$LBO_{zakr} = 15\,(1 + 0{,}7071) = 25{,}6$ km

9.1.7

POPRAWIANIE BOCZNEGO ODCHYLENIA DWOMA ZAKRĘTAMI

Jeżeli podczas lotu nastąpiło odchylenie od nakazanej linii drogi i trzeba wyjść na tę linię najkrótszą drogą, stosuje się manewr

polegający na wykonaniu zakrętu o odpowiednią liczbę stopni K_{zakr} w stronę nakazanej linii drogi, a następnie na wyprowadzeniu statku powietrznego z zakrętu i przyjęciu kursu równego kursowi utrzymywanemu przed rozpoczęciem pierwszego zakrętu (rys. 9.5). Manewr taki składa się z dwóch zakrętów o tej samej liczbie stopni.



Rys. 9.5. Poprawianie bocznego odchylenia dwoma zakrętami

Wzór na obliczanie kąta zakrętu wyprowadza się następująco (rys. 9.5):

$$\cos K_{zakr} = \frac{R - \frac{LBO}{2}}{R}$$

$$\cos K_{zakr} = 1 - \frac{LBO}{2R}$$

Przekształcając ten wzór otrzymamy wzór na LBO:

$$LBO = 2R(1 - \cos K_{zakr}).$$

Przykład 1

Obliczyć kąt zakrętu.

Dane: $LBO_1 = 700$ m; $LBO_2 = 2000$ m; $LBO_3 = 3000$ m; $R = 4375$ m.

Rozwiązanie

$$\cos K_{zakr} = 1 - \frac{LBO}{2R}$$

$$\cos K_{zakr1} = 1 - \frac{700}{2 \cdot 4375} = 0{,}92; \qquad K_{zakr1} = 23°$$

$$\cos K_{zakr2} = 1 - \frac{2000}{2 \cdot 4375} = 0{,}7714; \qquad K_{zakr2} = 39°31'$$

$$\cos K_{zakr3} = 1 - \frac{3000}{2 \cdot 4375} = 0{,}6571; \qquad K_{zakr3} = 48°55'$$

Przykład 2

Obliczyć, jakim wartościom liniowego bocznego odchylenia (*LBO*) odpowiadają dwa zakręty po 10°, 20° i 30°.

Dane: $R = 4375$ m.

Rozwiązanie

$$LBO = 2R\,(1 - \cos K_{zakr})$$

$$LBO_1 = 2 \cdot 4375 \cdot (1 - 0{,}9848) = 133 \text{ m}$$

$$LBO_2 = 2 \cdot 4375 \cdot (1 - 0{,}9397) = 527{,}6 \text{ m}$$

$$LBO_3 = 2 \cdot 4375 \cdot (1 - 0{,}8660) = 1172{,}5 \text{ m}$$

Przykład 3

Obliczyć metodą graficzną K_{zakr}.

Dane: $LBO = 2000$ m; $R = 4500$ m.

Rozwiązanie (patrz. rys. 9.5)

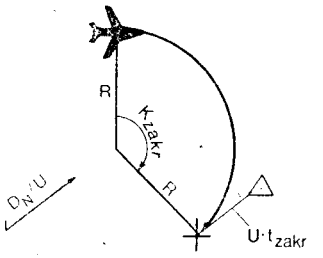
$K_{zakr} = 39°$

9.1.8

PRZESUNIĘCIE TORU POWIETRZNEGO ZAKRĘTU WZGLĘDEM POWIERZCHNI ZIEMI POD WPŁYWEM WIATRU

Tor powietrzny statku powietrznego ulega przemieszczeniu względem powierzchni ziemi zgodnie z kierunkiem wiatru, proporcjonalnie do prędkości wiatru i czasu trwania zakrętu.

Pozycję statku powietrznego z uwzględnieniem działania wiatru podczas wykonywania zakrętu można obliczyć metodą graficzną przesuwając pozycję statku powietrznego w ciszy w kierunku wiatru o wartość $U \cdot t_{zakr}$ (rys. 9.6).



Rys. 9.6. Przesunięcie względem powierzchni ziemi przez wiatr bezwietrznej pozycji statku powietrznego wykonującego zakręt

Przykład

Obliczyć metodą graficzną z uwzględnieniem wpływu wiatru pozycję statku powietrznego wykonującego zakręt.

Dane: W chwili rozpoczęcia zakrętu $KG=90°$; $R=1500$ m, $K_{zakr}=135°$; $t_{135}=31{,}8$ s; $D_N=65°$; $U=31{,}5$ m/s; skala 1 cm — 1000 m.

Rozwiązanie

$U \cdot t_{zakr}=31{,}8 \cdot 31{,}5=1002$ m

Na rysunku 9.6 przedstawiono przesunięcie względem powierzchni ziemi przez wiatr bezwietrznej pozycji statku powietrznego wykonującego zakręt. Na rysunku 9.7 przedstawiono drogę zakrętu statku powietrznego względem powierzchni ziemi przy różnych kierunkach wiatru.

9.2

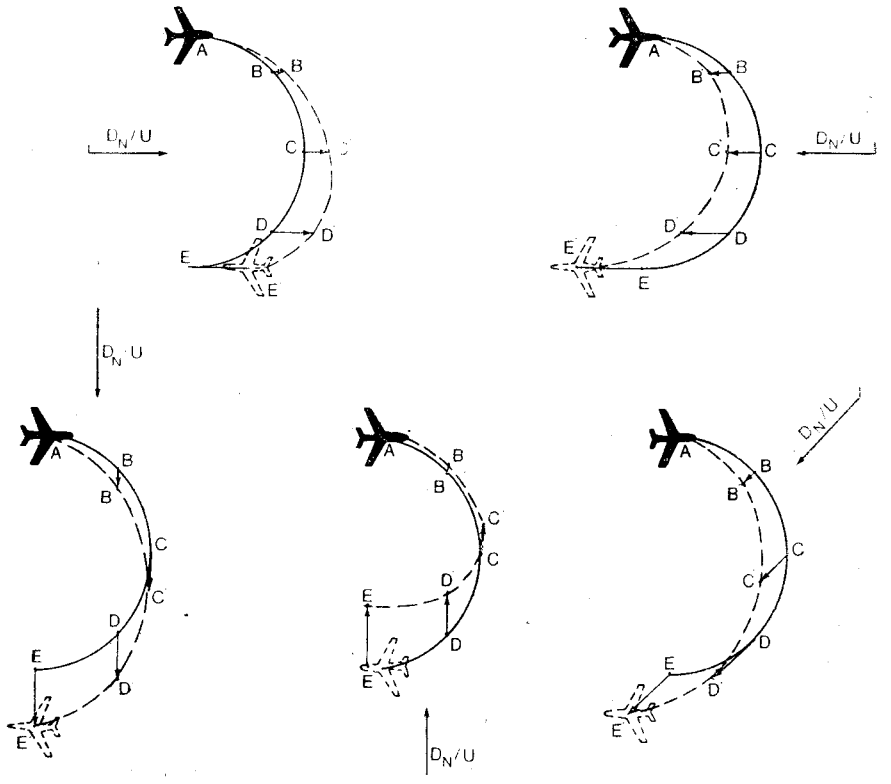
ZMIANA ODLEGŁOŚCI MIĘDZY DWOMA STATKAMI POWIETRZNYMI LECĄCYMI Z JEDNAKOWYMI KURSAMI I POZIOMAMI LOTU MANEWREM PRĘDKOŚCI

Czas zmniejszania (zwiększania) lub inaczej mówiąc czas zwierania (rozluźniania) odległości między dwoma statkami powietrznymi, lecącymi z kursami zgodnymi na tej samej wysokości (na tym samym poziomie) lotu manewrem prędkości oblicza się przy założeniu, że pierwszy statek leci ze stałą prędkością, według wzoru:

$$t=\frac{(d_1-d_2)\cdot 60}{V_2-V_1}=\frac{\Delta d\cdot 60}{\Delta V}$$

gdzie:

t — czas zwierania t_{zw} lub czas rozluźniania t_{rozl}, w min,



Rys. 9.7. Wpływ wiatru na drogę zakrętu statku powietrznego względem powierzchni ziemi:

———— — droga statku powietrznego w ciszy,
– – – – — droga statku powietrznego z uwzględnieniem wiatru

d_1 — odległość początkowa, w km,
d_2 — nowa (nakazana) odległość, w km,
V_1 — prędkość pierwszego statku powietrznego, w km/h,
V_2 — prędkość drugiego statku powietrznego, w km/h.

Prędkość drugiego statku powietrznego wyraża się wzorem:

$$V_2 = V_1 \pm \Delta V$$

(znak plus przy zwieraniu, minus — przy rozluźnianiu).
Jeżeli konieczne jest uwzględnianie czasu rozpędzania t_{rozp} i czasu

hamowania t_{hm} drugiego statku powietrznego przy zmianie prędkości, to do czasu obliczonego według podanego wzoru należy dodać połowę sumy czasu rozpędzania i hamowania:

$$\frac{t_{rozp}+t_{hm}}{2}$$

Czasy rozpędzania i hamowania statku powietrznego oraz odpowiadające im odległości można dla określonej masy danego typu statku i założonych zmian prędkości ΔV na danej wysokości obliczyć analitycznie z równań ruchu statku lub odczytać ze specjalnie w tym celu wykonanych wykresów (tablic) bądź też ustalić eksperymentalnie w czasie lotu.

Jeżeli poszczególne odległości między statkami powietrznymi są przeliczone na czas lotu, to czas zwierania (rozluźniania) oblicza się według wzoru:

$$t=\frac{\Delta t \cdot V_1}{\Delta V}$$

W przypadku konieczności zbliżenia się do statku powietrznego lecącego w przodzie (lub oddalenia się od niego) na ustaloną odległość w nakazanym czasie, potrzebną różnicę prędkości statków oblicza się według wzorów:

$$\Delta V=\frac{\Delta d \cdot 60}{t}$$

$$\Delta V=\frac{\Delta t \cdot V_1}{t}$$

Przykład 1

Obliczyć czas zmniejszenia odległości (zwierania) między dwoma statkami powietrznymi.

Dane: $V_1=300$ km/h; $V_2=480$ km/h; $d_1=90$ km; $d_2=30$ km.

Rozwiązanie

$\Delta d=d_1-d_2$; $\Delta V=V_2-V_1$; $\Delta d=90-30=60$ km

$\Delta V=480-300=180$ km/h

$$t_{zw}=\frac{\Delta d \cdot 60}{\Delta V}$$

11.00, lecąc z prędkością podróżną $W_1=300$ km/h; drugi statek przeleciał nad *KO* o godzinie 11.10 z prędkością podróżną $W_2=420$ km/h.

Rozwiązanie

— Różnica czasów przelotu *KO*

$$\Delta t=T_2-T_1$$

$$\Delta t=11.10-11.00=10 \text{ min}$$

— Odległość wyjściowa między statkami, równa odległości przebytej przez pierwszy statek w czasie Δt od chwili przelotu nad *KO*

$$S=S_{przeb1}=W_1\cdot\frac{\Delta t}{60}$$

$$S_{przeb1}=300\cdot\frac{10}{60}=50 \text{ km}$$

— Różnica prędkości podróżnych statków

$$\Delta W=W_2-W_1=420-300=120 \text{ km/h}$$

— Czas dopędzenia

$$t_{dop}=\frac{S\cdot 60}{\Delta W}=\frac{50\cdot 60}{120}=25 \text{ min}$$

— Moment dopędzenia

$$T_{dop}=T_2+t_{dop}=11.10+0.25=11.35$$

— Oddalenie punktu dopędzenia od *KO*

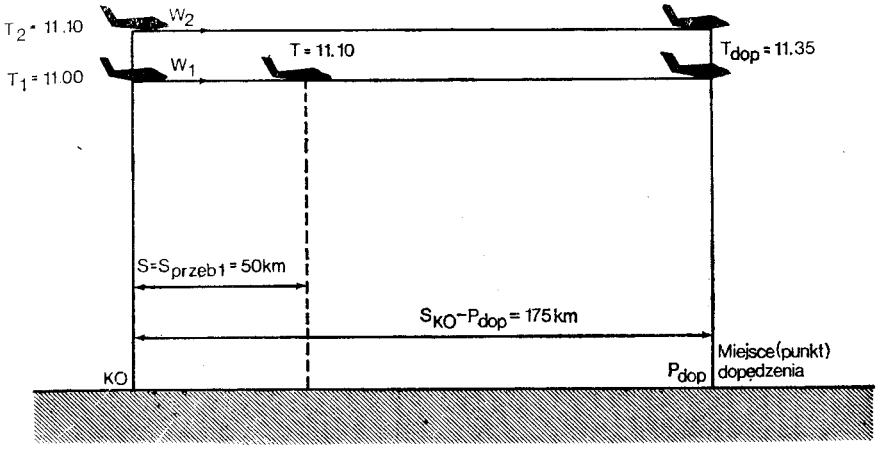
$$S_{KO\text{-}P\ dop}=W_2\cdot\frac{t_{dop}}{60}=420\cdot\frac{25}{60}=175 \text{ km}$$

Wyniki obliczeń zostały zilustrowane na rysunku 9.8. Zadanie to można również rozwiązać graficznie (rys. 9.9).

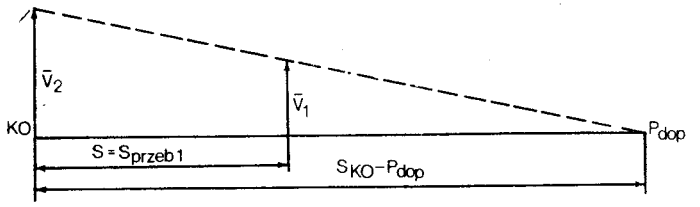
9.4

OBLICZANIE CZASU I MIEJSCA SPOTKANIA STATKÓW POWIETRZNYCH NA KURSACH PRZECIWNYCH

W celu obliczenia czasu i miejsca spotkania statków powietrznych lecących z kursami przeciwnymi należy znać czasy T_1 i T_2 przelotu przez statki ich kontrolnych obiektów orientacyjnych KO_1 i KO_2 oraz odległość wyjściową między statkami powietrznymi S (w km) i prędkości podróżne lotu statków W_1 i W_2 (w km/h). Czas zbliżania statków t_{zbl} (w min) oblicza się według wzoru:



Rys. 9.8. Obliczanie czasu i miejsca dopędzenia statku powietrznego lecącego w przodzie z kursem zgodnym



Rys. 9.9. Obliczanie graficzne dopędzania statku powietrznego lecącego w przodzie z kursem zgodnym

$$t_{zbl} = \frac{S \cdot 60}{W_1 + W_2}$$

W przypadku braku danych o wietrze można t_{zbl} obliczyć w sposób przybliżony, na podstawie odpowiednich rzeczywistych prędkości powietrznych V_1 i V_2, według wzoru:

$$t_{zbl} = \frac{S \cdot 60}{V_1 + V_2}$$

Przykład

Obliczyć czas spotkania statków powietrznych lecących z kursami przeciwnymi.

Dane: pierwszy statek powietrzny przeleciał nad KO_1 o godzinie T_1=10.00 i wykonuje lot z prędkością podróżną W_1=240 km/h; drugi

statek powietrzny przeleciał nad KO_2 o godzinie $T_2=10.20$ i wykonuje lot z prędkością podróżną $W_2=300$ km/h; odległość $S_{KO1\text{-}KO2}$ między KO_1 i KO_2 wynosi 180 km.

Rozwiązanie

— Różnica czasów przelotu przez statki obiektów KO_1 i KO_2

$$\Delta t=T_2-T_1=10.20-10.00=20 \text{ min}$$

— Droga przebyta przez pierwszy statek w czasie Δt

$$S_{przeb1}=W_1\cdot\frac{\Delta t}{60}$$

$$S_{przeb1}=240\cdot\frac{20}{60}=80 \text{ km}$$

— Odległość wyjściowa między statkami

$$S=S_{KO1\text{-}KO2}-S_{przeb1}=180-80=100 \text{ km}$$

— Prędkość i czas zbliżania

$$W_{zbl}=W_1+W_2=540 \text{ km/h}$$

$$t_{zbl}=\frac{S\cdot 60}{W_{zbl}}$$

$$t_{zbl}=\frac{100\cdot 60}{540}\approx 11 \text{ min}$$

— Czas spotkania

$$T_{spotk}=T_{KO2}+t_{zbl}$$

$$T_{spotk}=10.20+0.11=10.31$$

— Oddalenie punktu spotkania od KO_2

$$S_{spotk}=W_2\cdot\frac{t_{zbliż}}{60}$$

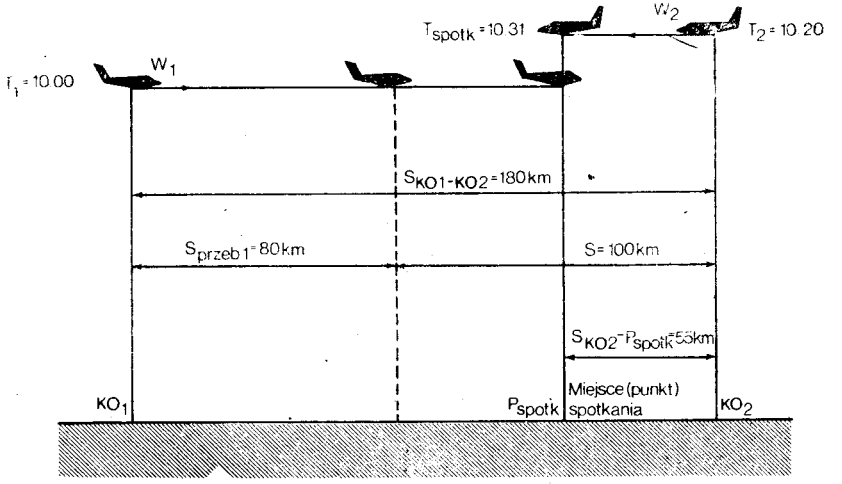
$$S_{spotk}=300\cdot\frac{11}{60}=55 \text{ km}$$

Wyniki obliczeń zostały zilustrowane na rysunku 9.10.

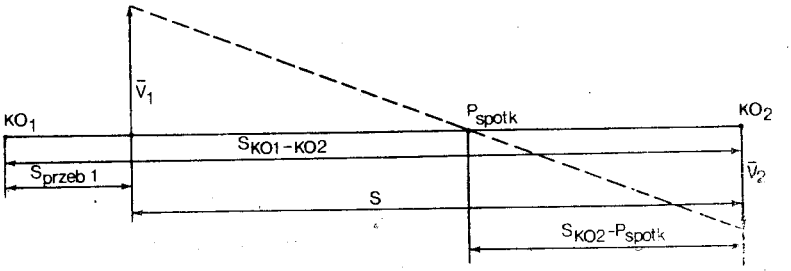
Obliczenie spotkania dwóch statków powietrznych na kursach przeciwnych można również wykonać graficznie (rys. 9.11).

9.5
OBLICZANIE PRĘDKOŚCI PIONOWEJ WZNOSZENIA SIĘ LUB ZNIŻANIA STATKU POWIETRZNEGO NA NAKAZANĄ WYSOKOŚĆ (POZIOM) LOTU

W praktyce nawigacyjnej zdarza się konieczność zmiany zaplanowanej wysokości lotu po trasie. W razie takiej potrzeby organ



Rys. 9.10. Obliczanie czasu i miejsca spotkania statków powietrznych na kursach przeciwnych



Rys. 9.11. Obliczanie graficzne spotkania 2 statków powietrznych na kursach przeciwnych

kierowania ruchem lotniczym podaje załodze czas początku i zakończenia zmiany wysokości (poziomu) lotu lub odległość, na której ta zmiana ma być dokonana. Na podstawie tych wskazówek należy obliczyć prędkość pionową, zapewniającą zmianę wysokości (poziomu) lotu na nakazanym odcinku. W przypadku małej zmiany wysokości i długiego odcinka można założyć, że długość skośna odcinka wznoszenia równa się jego długości poziomej.

Przykład

Obliczyć prędkość pionową wznoszenia się statku powietrznego $V_{z\,wzn}$, zapewniającą zwiększenie wysokości lotu na nakazanym odcinku.

Dane: $H_1=1500$ m; $H_2=2750$ m; $S_{wzn}=40$ km; $W=480$ km/h.

Rozwiązanie

— Czas wznoszenia powinien być równy czasowi przelotu odcinka

$$t_{wzn}=\frac{S\cdot 60}{W}$$

$$t_{wzn}=\frac{40\cdot 60}{480}=5 \text{ min}$$

— Różnica wysokości

$$\Delta H_{wzn}=H_2-H_1$$

$$\Delta H_{wzn}=2750-1500=1250 \text{ m}$$

— Prędkość pionowa wznoszenia

$$V_{z\,wzn}=\frac{\Delta H_{wzn}}{t_{wzn}}$$

$$V_{z\,wzn}=\frac{1250}{5\cdot 60}=4 \text{ m/s}$$

W taki sam sposób oblicza się $V_{z\,zn}$.

9.6

OBLICZANIE CZASU I MIEJSCA OSIĄGNIĘCIA PRZEZ STATEK POWIETRZNY NAKAZANEGO POZIOMU LOTU

Wznoszenie się statku powietrznego na nakazany poziom lotu odbywa się z zasady na trasie lotu. Z tego względu pilot (nawigator) powinien wiedzieć, po upływie jakiego czasu i w jakiej odległości od punktu rozpoczęcia wznoszenia statek powietrzny osiągnie nakazany poziom lotu.

Czas wznoszenia na nakazany poziom lotu oblicza się na podstawie przyrostu wysokości ΔH_{wzn} i prędkości pionowej wznoszenia $V_{z\,wzn}$ statku powietrznego. Przybliżoną prędkość podróżną na krótkich odcinkach wznoszenia W_{wzn} oblicza się na podstawie średniej rzeczywistej prędkości powietrznej lotu po torze wznoszenia $V_{wzn\,śr}$ oraz średniego wiatru po wyjściowym poziomie wznoszenia D_{N1}/U_1 i na poziomie lotu po trasie D_{N2}/U_2. Średnią

rzeczywistą prędkość powietrzną oblicza się na podstawie V_{p_r}, $H_{śr\ wzn}$ i $t_{H\ śr\ wzn}$.

Przykład

Obliczyć czas i miejsce osiągnięcia przez statek powietrzny nakazanego poziomu lotu.

Dane: wysokość nakazanego poziomu lotu po trasie $H_{poz\ lotu}$ = =5200 m; wysokość odejścia na trasę w początkowym punkcie wznoszenia H_1=400 m; P_{lotn}=750 mm Hg; W_{wzn}=300 km/h; $V_{z\ wzn}$=6 m/s; czas odejścia na trasę T_1=12.00.

Rozwiązanie

— Wysokość barometryczna lotniska względem ciśnienia 760 mm Hg

$$H_{std\ lotn}=(760-P_{lotn})\cdot 11$$

$$H_{std\ lotn}=(760-750)\cdot 11=110 \text{ m}$$

— Wysokość wznoszenia

$$\Delta H_{wzn}=H_{poz\ lotn}-H_{std\ lotn}-H_1$$

$$\Delta H_{wzn}=5200-110-400=4690 \text{ m}$$

— Czas wznoszenia

$$t_{wzn}=\frac{\Delta H_{wzn}}{V_{z\ wzn}}$$

$$t_{wzn}=\frac{4690}{6}=781{,}6 \text{ s} \approx 13 \text{ min}$$

— Czas zakończenia wznoszenia

$$T_2=T_1+t_{wzn}$$

$$T_2=12.00+0.13=12.13$$

— Odległość przebyta przez statek powietrzny w czasie wznoszenia

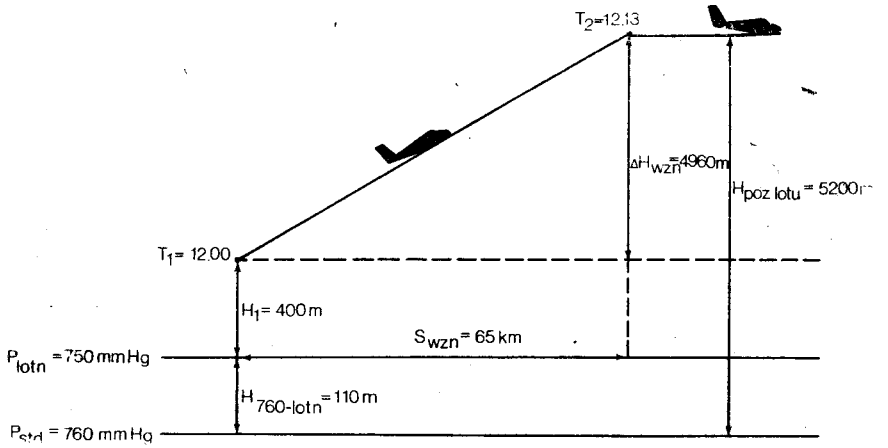
$$S_{wzn}=W_{wzn}\cdot t_{wzn}$$

$$S_{wzn}=\frac{300}{60}\cdot 13=65 \text{ km}$$

Wyniki obliczeń zilustrowano na rysunku 9.12.

9.7 OBLICZANIE CZASU I MIEJSCA POCZĄTKU ZNIŻANIA

Załoga statku powietrznego na 5—10 min przed początkiem zniżania powinna obliczyć czas zniżania i oddalenie punktu po-



Rys. 9.12. Obliczanie czasu i miejsca wejścia statku powietrznego na nakazany poziom lotu

czątku zniżania od lotniska lądowania. Obliczenia te wykonuje się na podstawie otrzymanych od organu kierowania ruchem lotniczym warunków podejścia do lotniska.

Zależnie od warunków lotu wyjście na lotnisko może być nakazane na jednym z poziomów lotu lub na wysokości kręgu nad zewnętrzną radiolatarnią bezkierunkową bądź też w jeden z punktów manewru podejścia do lądowania.

W praktyce mogą mieć miejsce dwa przypadki wykonania zniżenia. W pierwszym przypadku czas początku zniżania określa załoga, a w drugim — zniżanie rozpoczyna się na polecenie organu kierowania ruchem lotniczym.

W pierwszym przypadku załoga sama ustala prędkość pionową zniżania, w drugim — oblicza potrzebną prędkość pionową zniżania, w celu wykonania zniżania na odcinku, podanym przez organ kierowania ruchem lotniczym.

Prędkość podróżną na odcinku zniżania oblicza się analogicznie jak dla wznoszenia, na podstawie średniej rzeczywistej prędkości powietrznej i średniego wiatru na wysokości (poziomie) lotu i na wysokości lotu po kręgu lub na nakazanym poziomie wyjścia na lotnisko lądowania.

Przykład

Obliczyć czas rozpoczęcia zniżania i oddalenie punktu początku zniżania od lotniska lądowania.

Dane: $H_{poz\ lotu}=3350$ m; $V_{z\ zn}=6$ m/s; średnia prędkość podróżna $W_{śr}=360$ km/h; ciśnienie na poziomie lotniska lądowania $P_{lotn}=750$ mm Hg; wysokość podejścia do lotniska $H_2=500$ m; czas przybycia $T_2=10.00$.

Rozwiązanie

— Wysokość barometryczna lotniska lądowania względem ciśnienia 760 mm Hg

$$H_{std\ lotn}=(760-P_{lotn})\cdot 11$$

$$H_{std\ lotn}=(760-750)\cdot 11=110 \text{ m}$$

— ΔH zniżania

$$\Delta H_{zn}=H_{poz\ lotu}-H_{std\ lotn}-H_2$$

$$\Delta H_{zn}=3350-110-500=2740 \text{ m}$$

Jeżeli nakazany został poziom lotu wyjścia na lotnisko lądowania, to ΔH_{zn} równa się różnicy poziomu lotu po trasie i nakazanego poziomu wyjścia na lotnisko.

— Czas zniżania

$$t_{zn}=\frac{\Delta H_{zn}}{V_{z\ zn}}$$

$$t_{zn}=\frac{2740}{6}=457 \text{ s}=7{,}6 \text{ min.}$$

— Czas początku zniżania

$$T_{pocz\ zn}=T_2-t_{zn}$$

$$T_{pocz\ zn}=10.00-0.07{,}37=9.52{,}23.$$

— Odległość przebyta przez statek powietrzny w czasie zniżania

$$S_{zn}=W_{śr}\cdot t_{zn}$$

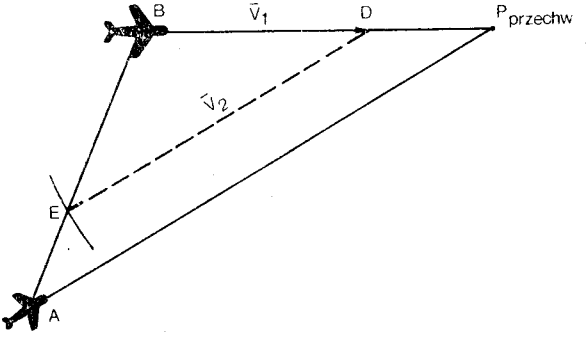
$$S_{zn}=\frac{360}{60}\cdot 7{,}6=45{,}6 \text{ km.}$$

9.8

PRZECHWYCENIE STATKU POWIETRZNEGO

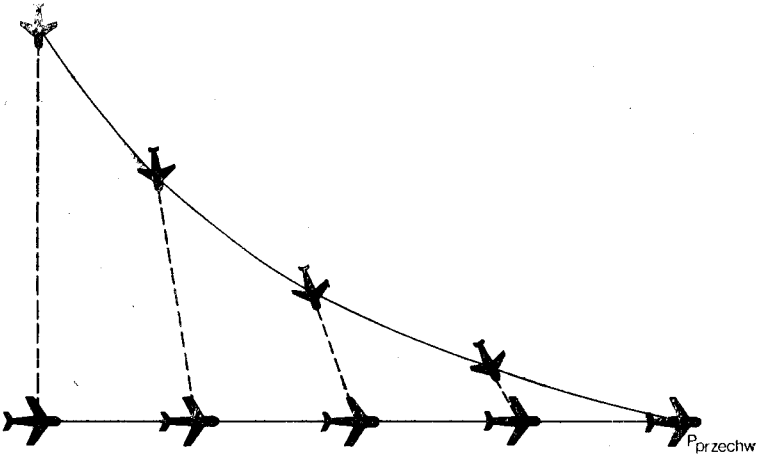
Lot na przechwycenie statku powietrznego może odbywać się po linii prostej lub po krzywej pościgu.

Przechwycenie po linii prostej (rys. 9.13) sprowadza się w praktyce do utrzymania przez pilota stałego kursu i nakazanej prędkości lotu, obliczonych w celu wyprowadzenia statku w zamierzonym czasie w punkt przechwycenia.



Rys. 9.13. Rozwiązanie metodą graficzną zadania na przechwycenie po linii prostej

Przechwycenie po krzywej pościgu wykonuje się ze zmiennymi kursami, mając oś statku powietrznego stale skierowaną na statek powietrzny przechwytywany (rys. 9.14).
Rozwiązując zadania mające na celu przechwycenie statku powietrznego po linii prostej należy obliczyć: kurs statku powietrz-



Rys. 9.14. Przechwycenie po krzywej pościgu

nego przechwytującego, który umożliwi przechwycenie statku powietrznego w najkrótszym czasie, miejsce, w którym powinno nastąpić przechwycenie oraz czas lotu do punktu przechwycenia.

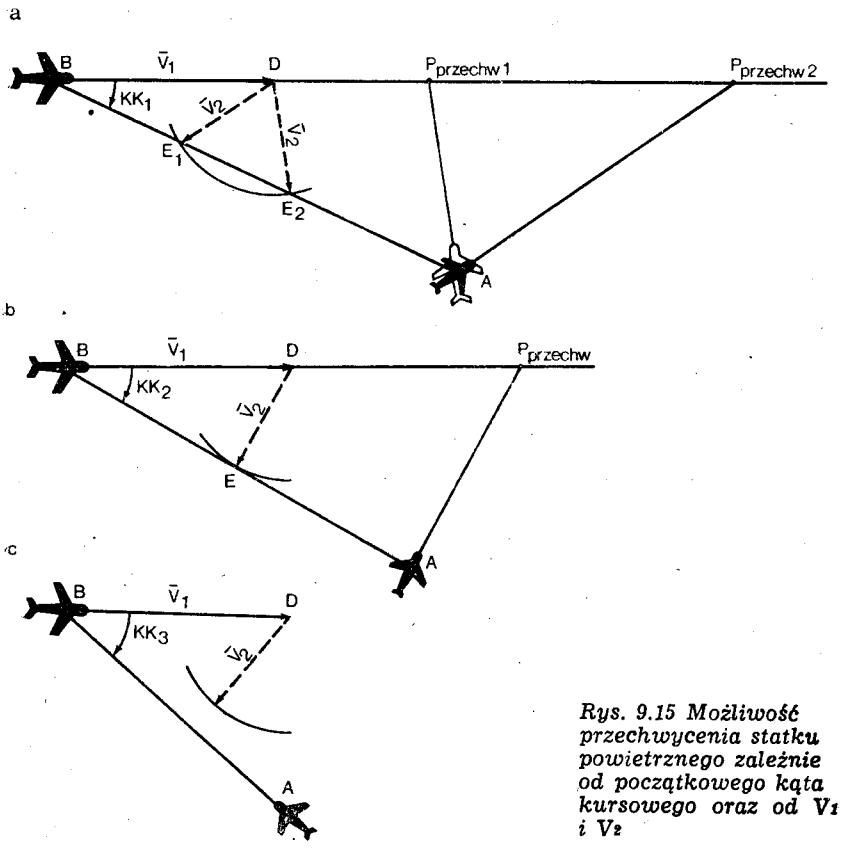
Zadanie to może być rozwiązane metodą wykreślną w następujący sposób (rys. 9.13). Zaznaczamy na mapie lub schemacie pozycję wyjściową statku powietrznego przechwytującego A i statku powietrznego przechwytywanego B, w chwili kiedy statek przechwytujący rozpocznie lot w kierunku punktu przechwycenia $P_{przechw}$ i łączymy te punkty odcinkiem prostej. Odmierzamy na linii drogi statku przechwytywanego wektor jego prędkości V_1. Z otrzymanego punktu D zakreślamy łuk o promieniu równym prędkości statku powietrznego przechwytującego V_2 do przecięcia się go z linią AB. Punkt przecięcia E łączymy z punktem D. Z punktu A kreślimy równoległą do odcinka ED. Otrzymana prosta jest szukaną linią drogi statku powietrznego przechwytującego, a punkt przecięcia się jej z linią drogi statku powietrznego przechwytywanego — miejscem przechwycenia $P_{przechw}$. Znając prędkość statku powietrznego przechwytującego V_2 i długość odcinka A—$P_{przechw}$, można obliczyć czas spotkania statków.

Jeżeli statki powietrzne będą utrzymywały stałe prędkości lotu, to stosunek odcinków przelatywanych przez nie w jednakowych odstępach czasu będzie zachowywał stałą wartość. W związku z tym statki powietrzne będą zachowywały w stosunku do siebie stałe kąty kursowe. Z tego wynika, że chcąc doprowadzić statek powietrzny przechwytujący do punktu przechwycenia, należy znaleźć taki kurs, na którym statek powietrzny przechwytywany będzie zachowywał stały kąt kursowy względem statku powietrznego przechwytującego.

W przypadku gdy prędkość statku powietrznego przechwytującego jest większa od prędkości statku powietrznego przechwytywanego, zbliżenie jest możliwe pod warunkiem posiadania przez statek przechwytujący odpowiedniej ilości paliwa.

Jeżeli prędkość statku powietrznego przechwytującego jest mniejsza niż prędkość statku powietrznego przechwytywanego, to mogą zaistnieć trzy przypadki (rys. 9.15):

1) przy niedużym kącie kursowym KK_1 łuk o promieniu rów-



Rys. 9.15 Możliwość przechwycenia statku powietrznego zależnie od początkowego kąta kursowego oraz od V_1 i V_2

nym prędkości statku powietrznego przechwytującego przetnie prostą AB w dwóch punktach E_1 i E_2, to znaczy że lot na przechwycenie można wykonać w dwóch kierunkach,

2) przy KK_2 łuk o promieniu równym prędkości statku powietrznego przechwytującego styka się z linią AB w jednym punkcie, co oznacza, że lot na przechwycenie można wykonać tylko w jednym kierunku,
3) przy KK_3 łuk o promieniu równym prędkości statku powietrznego przechwytującego nie przecina linii AB, co oznacza, że przechwycenie jest niemożliwe.

Z rysunku 9.15 wynika, że KK_2 jest maksymalnym kątem kursowym, przy którym możliwe jest przechwycenie przy danym stosunku prędkości statków powietrznych.

Maksymalny KK, przy którym możliwe jest jeszcze przechwycenie, nazywa się krytycznym kątem kursowym KK_{kr} i oblicza się go według wzoru:

$$\sin KK_{kr} = \frac{V_2}{V_1}$$

gdzie:

V_1 — prędkość statku powietrznego przechwytywanego;
V_2 — prędkość statku powietrznego przechwytującego.

Przykład

Obliczyć krytyczny kąt kursowy.

Dane: prędkość statku powietrznego przechwytującego V_2=500 km/h; prędkość statku powietrznego przechwytywanego V_1=600 km/h.

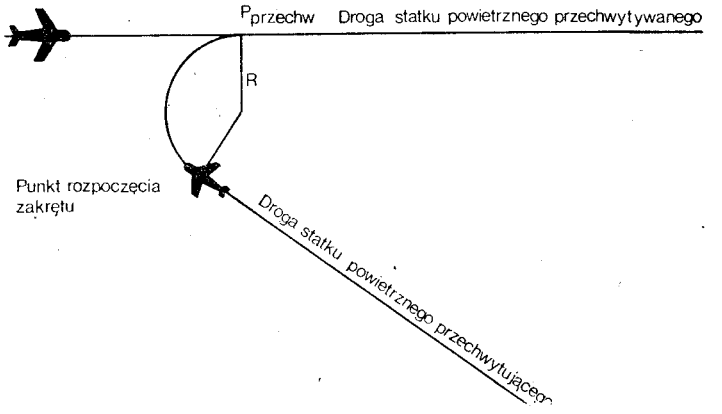
Rozwiązanie

$$\sin KK_{kr} = \frac{V_2}{V_1}$$

$$\sin KK_{kr} = \frac{500}{600} = 0{,}8333$$

$$KK_{kr} \approx 56^\circ$$

Przechwycenie po krzywej pościgu może być wykonane wzrokowo lub za pomocą urządzeń radiotechnicznych. Polega ono na tym, że statek powietrzny przechwytujący nieustannie kierowany na statek powietrzny przechwytywany wykonuje lot



Rys. 9.16. Punkt rozpoczęcia zakrętu przy przechwytywaniu statku powietrznego lecącego z dużą prędkością

po krzywej. Stosując ten sposób, zwiększa się czas lotu do punktu przechwycenia w porównaniu z czasem przechwycenia po linii prostej.

Przechwycenie po linii prostej stosuje się w przypadku dużych odległości między statkami powietrznymi, a zbliżenie po krzywej pościgu — przy niedużych odległościach lub w końcowej fazie zbliżenia.

Aby przechwycić statek powietrzny lecący z dużą prędkością przez statek powietrzny przechwytujący lecący z kursem znacznie różniącym się od kierunku lotu statku przechwytywanego, wyprowadza się statek przechwytujący w obliczony punkt rozpoczęcia zakrętu, z uwzględnieniem drogi statku powietrznego przechwytującego podczas zakrętu, w celu bezpośredniego zbliżenia się (rys. 9.16) do statku powietrznego przechwytywanego.

10

RADIOTECHNICZNE URZĄDZENIA I SYSTEMY NAWIGACYJNE

10.1 OGÓLNA CHARAKTERYSTYKA I PODZIAŁ RADIOTECHNICZNYCH URZĄDZEŃ I SYSTEMÓW NAWIGACYJNYCH

Na obecnym etapie rozwoju lotnictwa i nawigacji lotniczej szczególną rolę odgrywają radiotechniczne urządzenia nawigacyjne, które wspólnie z podstawowymi przyrządami nawigacyjnymi zapewniają możliwość efektywnej realizacji zadań nawigacyjnych w dowolnych warunkach nawigacyjnej sytuacji lotu.

Wykonywanie lotu w żądanym kierunku, określanie nawigacyjnych elementów lotu, linii pozycyjnych oraz ustalanie pozycji statku powietrznego za pomocą urządzeń i systemów radiotechnicznych określa się często nazwą radionawigacji.

Zasada działania radiotechnicznych środków nawigacyjnych opiera się na promieniowaniu i odbiorze fal elektromagnetycznych, które, jak wiemy, rozchodzą się ortodromicznie ze stałą prędkością 300 000 km/s i mają zdolność odbijania się od napotykanych na swej drodze przeszkód.

Zależnie od miejsca pracy (ustawienia) radiotechniczne urządzenia nawigacyjne dzielą się na naziemne i pokładowe.

Do naziemnych urządzeń radiotechnicznych zalicza się: radiolatarnie bezkierunkowe (prowadzące), rozgłośnie, radionamierniki naziemne, markery, radiolatarnie ogólnokierunkowe, stacje systemów radionawigacyjnych, stacje radiolokacyjne (radarowe).

Do pokładowych urządzeń radiotechnicznych zalicza się: radiokompasy (automatyczne radionamierniki pokładowe), korespondencyjne radiostacje pokładowe, radiolokatory (radary) pokładowe, specjalne urządzenia pokładowe (odbiorniki i wyliczniki) systemów radionawigacyjnych, urządzenia dopplerowskie do pomiaru kąta znoszenia i prędkości podróżnej oraz określania bieżących współrzędnych pozycji statku powietrznego oraz radiowysokościomierze.

Naziemne i niektóre pokładowe urządzenia radiotechniczne współpracują ze sobą w rozwiązywaniu zadań nawigacyjnych (patrz tablica 1.1).

Naziemne urządzenia radiotechniczne współpracują z pokładowymi urządzeniami (przyrządami) jako pojedyncze, samodzielne środki bądź w zespołach (układach, sieciach, systemach). Pojedyncze, samodzielne naziemne urządzenie radiotechniczne nosi nazwę punktu radionawigacyjnego PRN. Pokładowe wyposażenie radiotechniczne statku powietrznego i odpowiadające mu naziemne urządzenie radiotechniczne tworzą tzw. nawigacyjne systemy radiotechniczne.

Zasięg działania i zakres możliwości wykorzystania do celów nawigacji systemów radiotechnicznych zależy od mocy tych urządzeń, długości fali i warunków rozchodzenia się fal elektromagnetycznych oraz wymaganej dokładności i ciągłości określania nawigacyjnych parametrów lotu, linii pozycyjnych i *PS*.

Główną zaletą urządzeń radiotechnicznych jest, praktycznie biorąc, prawie pełna niezależność ich pracy od warunków meteorologicznych i wysoka dokładność pomiarów nawigacyjnych. Z tych właśnie względów znajdują one szerokie zastosowanie, zwłaszcza w czasie lotów bez widoczności powierzchni ziemi, nad terenem pozbawionym obiektów orientacyjnych, nad morzem oraz w rozwiązywaniu zadań nawigacyjnych w trudnych warunkach meteorologicznych, w dzień i w nocy.

Wadą urządzeń radiotechnicznych jest ich mała odporność na zakłócenia (szczególnie celowo organizowane), ograniczony zasięg odpowiednich systemów i zależność dokładności pomiarów nawigacyjnych od odległości między współpracującymi środkami tych systemów oraz warunków propagacji fal elektromagnetycznych, ograniczona przepustowość niektórych systemów (mo-

żliwość jednoczesnego wykorzystywania przez określoną liczbę statków powietrznych).

W dalszej części niniejszego rozdziału rozpatrzono szczegółowo wyłącznie problemy związane z wykorzystaniem do celów nawigacji lotniczej niektórych kątowych systemów radiotechnicznych, a mianowicie: radiokompasu i radiolatarni bezkierunkowych; radionamierników naziemnych i pokładowej radiostacji korespondencyjnej. Ponadto podane zostały ogólne charakterystyki: radiowysokościomierzy pokładowych; pokładowych urządzeń dopplerowskich do pomiaru prędkości podróżnej i kąta znoszenia; systemu VOR, radiodalmierza DME oraz radiotechnicznych systemów podejścia do lądowania.

Zależnie od zasięgu działania radiotechniczne systemy nawigacyjne dzielą się na systemy dalekiej nawigacji (ponad 1000 km), bliskiej nawigacji (do 1000 km) oraz systemy lądowania. W zależności od mierzonych parametrów nawigacyjnych systemy radiotechniczne dzielą się na systemy: kątowe, odległościowe, kątowo-odległościowe, hiperboliczne, dopplerowskie.

Systemami kątowymi nazywa się takie systemy radiotechniczne, które umożliwiają określanie kierunku ze statku powietrznego na punkt radionawigacyjny lub od PRN na statek powietrzny. Obecnie są wykorzystywane w lotnictwie następujące rodzaje kątowych systemów radiotechnicznych: radiokompasy — współpracujące z radiolatarniami bezkierunkowymi (prowadzącymi) lub rozgłośniami, pokładowe urządzenia VOR — współpracujące z naziemnymi radiolatarniami ogólnokierunkowymi bardzo wielkiej częstotliwości, radionamierniki naziemne — współpracujące z pokładowymi radiostacjami korespondencyjnymi, radiolatarnie kierunkowe — współpracujące z pokładowym urządzeniem radioodbiorczym (np. ILS, SP-50).

Współczesne kątowe systemy radiotechniczne umożliwiają pomiar kierunku z dokładnością 0,1°—3°, co w zupełności zapewnia możliwość realizacji większości zadań nawigacyjnych.

Kierunek określony za pomocą kątowych systemów radiotechnicznych nosi nazwę linii radionamiaru *LRN*. Linia radionamiaru jest ortodromą łączącą statek powietrzny i punkt radionawigacyjny. W przypadku kątowego systemu radiotechnicznego, w skład którego wchodzi radiokompas i radiolatarnia naziemna, linią

pozycyjną statku powietrznego jest linia równych radionamiarów *LRRN*. W przypadku systemu składającego się z radionamiernika naziemnego i pokładowej radiostacji korespondencyjnej, linią pozycyjną statku powietrznego jest linia radionamiaru — ortodroma łącząca radionamiernik i statek powietrzny.

Systemami odległościowymi nazywa się takie systemy radiotechniczne, które umożliwiają pomiar odległości od statku powietrznego do PRN lub od PRN do statku. Przy wykorzystywaniu tych systemów linią pozycyjną statku powietrznego jest łuk okręgu o promieniu równym zmierzonej odległości. Środek tego okręgu znajduje się w miejscu ustawienia PRN (np. radiolatarni odzewowej systemu DME).

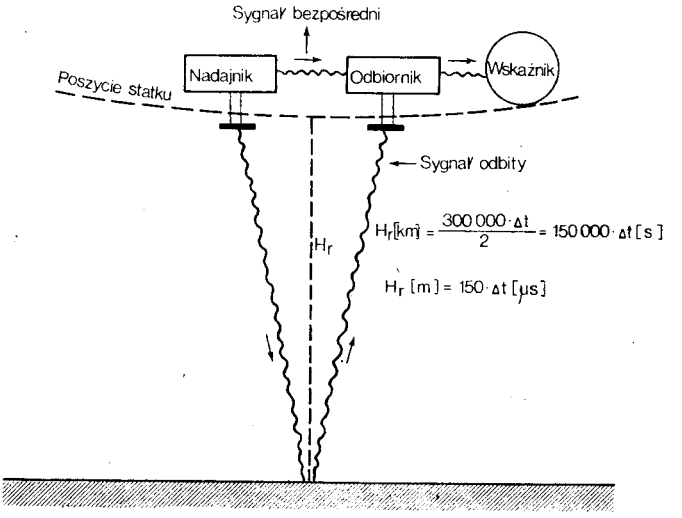
Systemami kątowo-odległościowymi nazywa się systemy, które umożliwiają jednoczesny pomiar kierunku i odległości, tzn. umożliwiają jednoczesne uzyskanie dwóch linii pozycyjnych, a w konsekwencji pozycji statku (radiotechniczny system bliskiej nawigacji — RSBN, TACAN, VORTAC, VOR/DME, naziemne stacje radiolokacyjne).

Systemami hiperbolicznymi nazywa się takie systemy radiotechniczne, w przypadku których linią pozycyjną statku powietrznego jest hiperbola (linia równych różnic odległości od dwóch stałych stacji naziemnych). Zasada pracy systemu hiperbolicznego opiera się na pomiarze, za pomocą odbiorczo-wskaźnikowego urządzenia pokładowego, różnicy czasu odbioru sygnałów radiowych od stacji głównej i prowadzonej. Różnica ta określa linię pozycyjną statku powietrznego — hiperbolę. Zasięg działania tych systemów wynosi przeciętnie 3000—4500 km, a niektórych przekracza nawet 10 000 km (LORAN, DECCA, OMEGA).

10.2

RADIOWYSOKOŚCIOMIERZE POKŁADOWE

Jedną z głównych metod pomiaru wysokości lotu jest metoda radiotechniczna. Istota tej metody polega na pomiarze czasu, w jakim fala elektromagnetyczna wypromieniowana ze statku powietrznego pionowo w dół powraca do statku po odbiciu się od ziemi. Czas ten jest wprost proporcjonalny do rzeczywistej wysokości lotu (rys. 10.1). Urządzenia mierzące wysokość lotu tą



Rys. 10.1. Zasada działania radiowysokościomierza pokładowego

metodą noszą nazwę radiowysokościomierzy. Rozróżnia się radiowysokościomierze małych wysokości i radiowysokościomierze dużych wysokości. Pierwsze z nich są ustawiane na statkach powietrznych wszystkich typów, drugie — na statkach wielomiejscowych.

Radiowysokościomierz jest więc pokładową stacją radiolokacyjną, która wysyła energię elektromagnetyczną pionowo w kierunku powierzchni ziemi i mierzy czas powrotu odbitego sygnału.

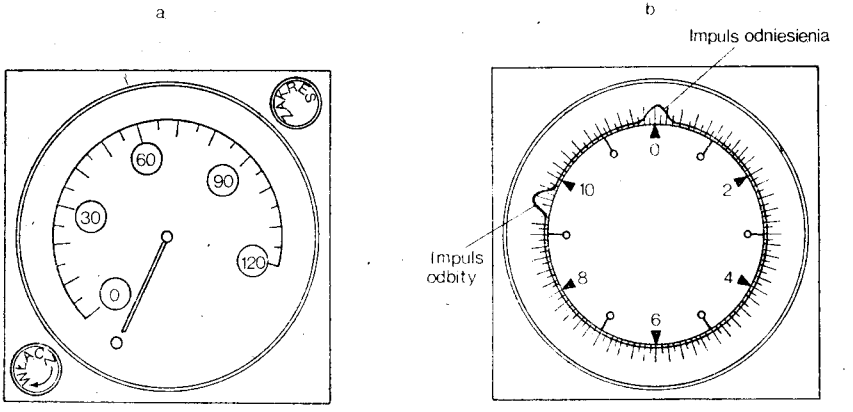
Sygnał emitowany jest modulowany częstotliwościowo (modulacja częstotliwości ciągłej fali nośnej, w przypadku radiowysokościomierzy małych wysokości) lub impulsowo (w radiowysokościomierzach dużych wysokości). Porównanie w odbiorniku sygnału emitowanego z sygnałem odbitym umożliwia określenie czasu ruchu fali elektromagnetycznej do ziemi i z powrotem, a tym samym rzeczywistą wysokość lotu.

W przypadku radiowysokościomierzy małych wysokości, pracujących na fali ciągłej modulowanej częstotliwościowo (modulacja trójkątna lub sinusoidalna), częstotliwość wytwarzana w nadajniku i promieniowana przez antenę nadawczą ku ziemi zmienia się okresowo płynnie w określonych granicach, zależnych

od przedziału (zakresu) mierzonych wysokości lotu. Jednocześnie częstotliwość promieniowana w danej chwili podawana jest bezpośrednio na wejście odbiornika. Różnica częstotliwości sygnału odbitego i bezpośredniego, proporcjonalna do rzeczywistej wysokości lotu, jest przetwarzana w odbiorniku na częstotliwość dudnień. Ta ostatnia podawana jest na wskaźnik (miernik częstotliwości dudnień), którego podziałka jest wycechowana w metrach lub w stopach. Wskaźniki radiowysokościomierzy małych wysokości mogą mieć dwa zakresy wskazań (np. RW-2: 0—120 m i 0—1200 m, rys. 10.2*a*). Nowsze typy jednozakresowych radiowysokościomierzy małych wysokości (np. RW-UM; RW-3) są wyposażone w dodatkowe urządzenia sygnalizujące (akustycznie i optycznie) osiągnięcie przez statek powietrzny krytycznej wysokości podejścia lub minimalnej (bezpiecznej) wysokości lotu.

W radiowysokościomierzach dużych wysokości, mierzących wysokość lotu metodą impulsową, wykorzystuje się jako wskaźnik lampę oscyloskopową z ekranem typu „J" (z kołową linią podstawy czasu). Wzajemne przesunięcie impulsu odbitego i impulsu odniesienia (podawanego bezpośrednio na wejście odbiornika) pozwala odczytać na kołowej podziałce wskaźnika wysokość lotu w metrach lub stopach (rys. 10.2*b*).

Ze względu na zmienność wskazań radiowysokościomierzy w zależności od rzeźby przelatywanego terenu nie mogą one służyć



Rys. 10.2. Wskaźniki radiowysokościomierzy
a — małych wysokości, *b* — dużych wysokości

do utrzymywania stałej wysokości lotu i wykorzystuje się je zazwyczaj wspólnie z wysokościomierzami barometrycznymi do kontroli wskazań tych ostatnich, jak również do kontroli wysokości podczas lotów na małych wysokościach, przy przebijaniu chmur i podejściu do lądowania.

Radiowysokościomierze mają w porównaniu z wykościomierzami barometrycznymi wiele cech dodatnich, a mianowicie: wskazania ich w locie poziomym są dokładniejsze, bezinercyjne, niezależne od prędkości lotu i warunków meteorologicznych. Wartość rzeczywistej wysokości lotu może być w dowolnym czasie odczytaną na wskaźniku, bez dodatkowych obliczeń.

Podstawową cechą ujemną radiowysokościomierzy jest zależność ich wskazań od kątów pochylenia i przechylenia statku powietrznego, powodowana tym, że typowe, konwencjonalne radiowysokościomierze nie mają stabilizacji anten w płaszczyźnie poziomej. W związku z tym nie należy korzystać ze wskazań radiowysokościomierza podczas zakrętów, zwłaszcza z przechyleniami ponad 30° i przy analogicznych pochyleniach statku, ponieważ wskazania przyrządu są wówczas niestabilne i błędne. Ponadto, w przypadku gdy rzeczywista wysokość lotu przekracza zakres pomiarowy radiowysokościomierza, jego wskazania stają się nieokreślone. Podobnie nieokreślone są wskazania radiowysokościomierza w czasie lotu nad górami, gdyż nie wskazuje on wysokości rzeczywistej lecz odległość od statku do najbliższego najwyższego punktu (zbocza).

Radiowysokościomierz małych wysokości reaguje odpowiednią zmianą wskazań na znajdujące się pionowo pod statkiem pojedyncze duże budowle, wzniesienia, parowy, brzegi rzek i jezior.

Podczas lotu nad gęstym lasem radiowysokościomierz wskazuje wysokość od wierzchołków drzew. Na pojedyncze drzewa przyrząd nie reaguje.

Dokładność pomiaru wysokości H_r zależy od typu radiowysokościomierza i zakresu mierzonych wysokości, np.:

— RW-2, dwuzakresowy radiowysokościomierz małych wysokości; maksymalny błąd pomiaru wynosi $\pm(2\ \text{m} + 5\%\ H)$ dla zakresu 0—120 m i $\pm(20\ \text{m} + 5\%\ H)$ dla zakresu 0—1200 m,

— RW-UM, jednozakresowy radiowysokościomierz małych wysokości (0—600 m); przełącznik sygnalizowanej wysokości przy zniżaniu ma 9 położeń: K, 50, 100, 150, 200, 250, 300, 400 i „WYŁ" (K — kontrola układu sygnalizacji na ziemi); maksymalny błąd pomiaru wysokości wynosi $\pm(5\ \text{m} \pm 3\%\ H)$,

— RW-3, jednozakresowy radiowysokościomierz małych wysokości (0—300 m), wyposażony w ruchomy indeks żądanej (sygnalizowanej) wysokości bezpiecznej, nastawiany za pomocą pokrętła; dokładność pomiaru wysokości od 0 do 10 m wynosi ± 1 m, a przy pomiarze wysokości większej niż 10 m — maksymalny błąd nie przekracza $\pm 10\%\ H$;

— RW-15, dwuzakresowy radiowysokościomierz dużych wysokości; maksymalny błąd pomiaru wynosi $\pm(15\ \text{m} + 0{,}25\%\ H)$ dla zakresu 0—1000 m i $\pm(150\ \text{m} + 0{,}25\%\ H)$ dla zakresu 0—10 000 m; pomiar wysokości mniejszej niż 100 m jest praktycznie niemożliwy.

Radiowysokościomierze należy włączać na 3—5 min przed startem. Jeżeli temperatura przy ziemi jest niższa niż $-30°$ C, zaleca się włączać radiowysokościomierz na 10 min wcześniej przed początkiem posługiwania się nim.

Kategorycznie zabrania się przeprowadzać regulację RW w powietrzu za pomocą potencjometrów „ust.-zera" i „kalibracja". Po wylądowaniu należy RW obowiązkowo wyłączyć.

Po wyłączeniu radiowysokościomierza małych wysokości RW-2 wskazówka zajmuje lewe skrajne położenie, oznaczone kreską poniżej kreski zerowej wysokości. Po włączeniu i ustawieniu pierwszego zakresu (obrót pokrętła zakresu w lewo) wskazówka powinna płynnie zbliżyć się do kreski zerowej wysokości.

W czasie kołowania statku powietrznego wskazówka może wahać się w zakresie ± 5 m. Po starcie, w miarę wznoszenia się statku, wskazówka powinna poruszać się płynnie od zera w kierunku zwiększania wysokości i na wysokości 120 m zająć skrajne prawe położenie. Dalsze zwiększanie wysokości przy włączonym pierwszym zakresie powoduje poruszanie się wskazówki w kierunku przeciwnym. W związku z tym przełączanie zakresów w powietrzu należy wykonywać z pewnym wyprzedzeniem.

POKŁADOWE URZĄDZENIE DOPPLEROWSKIE DO POMIARU PRĘDKOŚCI PODRÓŻNEJ I KĄTA ZNOSZENIA

Działanie pokładowego autonomicznego urządzenia nawigacyjnego przeznaczonego do automatycznego i ciągłego pomiaru prędkości podróżnej i kąta znoszenia statku powietrznego, opiera się na wykorzystaniu zjawiska Dopplera, odkrytego w 1842 r. przez fizyka austriackiego Christiana Dopplera.

Zjawisko to, zwane również efektem Dopplera, stwierdzone początkowo w odniesieniu do fal akustycznych, występuje również, jak się okazało później, w przypadku fal elektromagnetycznych i przejawia się jako zmiana odbieranej częstotliwości w warunkach wzajemnego ruchu nadajnika i odbiornika, przy czym zmiana ta, zwana przesunięciem dopplerowskim lub częstotliwością Dopplera f_D, jest z dużym przybliżeniem wprost proporcjonalna do względnej prędkości ruchu nadajnika lub odbiornika bądź też obu urządzeń jednocześnie względem powierzchni odbijającej energię elektromagnetyczną.

W przypadku ruchu odbiornika względem nieruchomego nadajnika lub odwrotnie częstotliwość odbierana f_1 jest algebraiczną sumą częstotliwości promieniowanej f_0 i dopplerowskiej zmiany częstotliwości f_D:

$$f_1 = f_0 + f_0 \cdot \frac{V_R}{c}$$

skąd

$$f_D = f_1 - f_0 = f_0 \frac{V_R}{c}$$

lub

$$f_D = \frac{V_R}{\lambda_0}$$

gdzie:

V_R — prędkość względna nadajnika lub odbiornika, wzdłuż prostej łączącej te dwa punkty,

c — (celeritas) prędkość rozchodzenia się fal elektromagnetycznych,

λ_o — długość fali, odpowiadająca częstotliwości f_o.

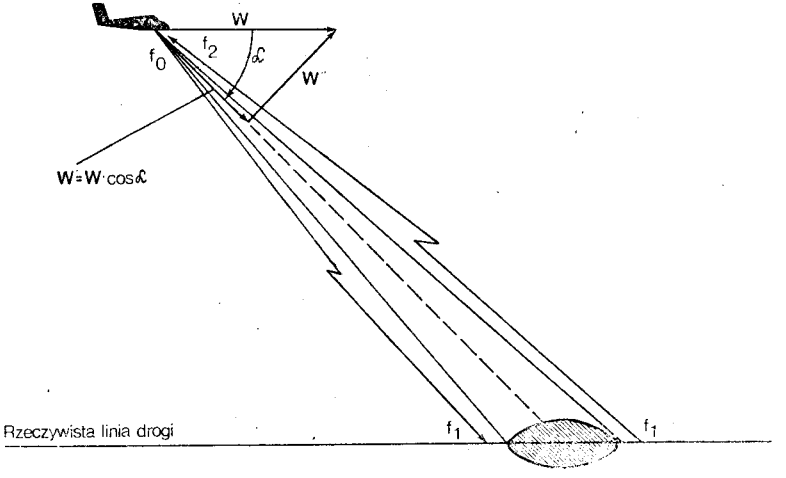
Kiedy zarówno nadajnik, jak i odbiornik są w jednoczesnym ruchu względem powierzchni odbijającej energię elektromagnetyczną, częstotliwość Dopplera wyraża się wzorem:

$$f_D = f_o \frac{2V_R}{c}$$

gdzie:

V_R — jest w tym przypadku prędkością względną ruchu urządzenia nadawczo-odbiorczego względem powierzchni odbijającej.

W celu pomiaru prędkości podróżnej W dopplerowskie urządzenie nadawczo-odbiorcze umieszczone na pokładzie statku powietrznego promieniuje w kierunku powierzchni ziemi energię elektromagnetyczną skupioną w wąskiej wiązce (lub w kilku wiązkach), pod pewnym kątem α względem poziomu (wektora W, rys. 10.3). W związku z tym prędkość względna statku powietrz-



Rys. 10.3. Ideowy schemat pomiaru prędkości podróżnej za pomocą urządzenia dopplerowskiego

nego i opromieniowanej powierzchni zgodna z kierunkiem wiązki wyraża się wzorem $W' = W \cdot \cos\alpha$ (składowa W'' prostopadła do kierunku wiązki nie powoduje zjawiska Dopplera). Część energii

sygnału zostaje odbita przez opromieniowaną powierzchnię, przy czym jej częstotliwość w chwili odbicia wyniesie:

$$f_1 = f_o + f_o \frac{W \cdot \cos \alpha}{c}$$

Odbiornik pokładowy odbierze częstotliwość:

$$f_2 = f_o + 2f_o \frac{W \cdot \cos \alpha}{c}$$

Z różnicy częstotliwości odebranej f_2 i promieniowanej f_o otrzymuje się prędkość podróżną statku powietrznego:

$$f_D = f_2 - f_o = 2f_o \frac{W \cdot \cos \alpha}{c}$$

skąd

$$W = f_D \frac{c}{2f_o \cdot \cos \alpha} = f_D \text{ const}$$

W celu pomiaru kąta znoszenia wykorzystuje się ruchomą wiązkę lub wielowiązkowy system antenowy.

Ruchoma wiązka jest obracana w ten sposób, ażeby f_D osiągała największą możliwą wartość. Takiemu położeniu anteny odpowiada kierunek promieniowania zgodny z kierunkiem rzeczywistej drogi statku powietrznego. Kąt zawarty między osią podłużną statku powietrznego a kierunkiem promieniowania anteny jest kątem znoszenia.

W celu zmniejszenia błędów pomiarów W i KZ związanych z przechyleniami i pochyleniami statku powietrznego stosuje się wielowiązkowe systemy antenowe (3- i 4-wiązkowe) oraz stabilizację poziomą anten.

Stosowane są również specjalne układy, wyłączające radiotechniczny kanał pomiaru W i KZ przy przechyleniach $\pm 5°$ i pochyleniach ponad $-2°$ i $+10°$ ($\pm 6°$ średniej wartości kąta pochylenia), przy tym urządzenie dopplerowskie pracuje „z pamięci", tzn. wskazuje wartości W i KZ, jakie były przed wyłączeniem. Działanie urządzenia przy rodzaju pracy „pamięć" jest sygnalizowane zapaleniem się lampki kontrolnej.

Wszystkie pokładowe urządzenia dopplerowskie są wyposażone w przełącznik „morze-ląd", w celu uwzględniania rodzaju powierzchni odbijającej, nad którą przelatuje statek powietrzny.

Przy rodzaju pracy „pamięć" błędy w określaniu W i KZ rosną w miarę upływu czasu i z tego względu należy przełączać okresowo urządzenie na rodzaj pracy „promieniowanie" (na 2—3 min). Ponadto należy przełączać urządzenie dopplerowskie z rodzaju pracy „pamięć" na rodzaj pracy „promieniowanie" w razie zmiany wysokości lotu, przemieszczenia się statku powietrznego do rejonu, w którym wiatr znacznie różni się od wiatru występującego przed włączeniem na rodzaj pracy „pamięć".

Odczyt wskazań W i KZ należy przeprowadzać nie wcześniej niż po 1—2 min od chwili włączenia nadajnika w locie poziomym i nie wcześniej niż 20—30 s po wyprowadzeniu z zakrętu.

Dopplerowskie urządzenia pokładowe do pomiaru W i KZ są względnie proste (rys. 10.4). Na podstawie zmierzonych W i KZ,

Rys. 10.4. Wskaźnik W i KZ pokładowego urządzenia dopplerowskiego

podanych na dodatkowe urządzenie wyliczające, można zliczać drogę statku powietrznego bądź otrzymać w dowolnym czasie współrzędne pozycji statku. Oprócz tego można za ich pomocą określać kurs lotu, boczne odchylenie i odległość pozostałą do punktu przeznaczenia. Zasięg działania jest praktycznie biorąc nieograniczony. Dokładność pomiaru prędkości podróżnej W wynosi 1% mierzonej prędkości, a kąta znoszenia KZ: 0,2—0,6°. Dokładność zliczania drogi wynosi: $1\ \text{km} + 0{,}5\% S_{\text{przeb.}}$

RADIONAMIERZANIE (RADIOGONIOMETRIA) I ELEMENTY RADIONAMIERZANIA

Radionamierzaniem nazywa się określanie kierunków za pomocą kątowych systemów radiotechnicznych.

Rozróżnia się radionamierzanie własne i radionamierzanie obce. Kiedy załoga statku powietrznego namierza się za pomocą automatycznego radionamiernika pokładowego (radiokompasu) na pracującą radiolatarnię naziemną, jest to radionamierzanie własne, a kiedy operator radionamiernika naziemnego namierza się, na żądanie załogi, na pracującą radiostację pokładową, przekazując wynik drogą radiową na pokład statku powietrznego, jest to radionamierzanie obce. Rozróżnia się więc radionamiary własne i radionamiary obce.

Ze względu na to, że fale elektromagnetyczne rozchodzą się najkrótszą odległością między stacją nadawczą i odbiorczą, kierunek określony za pomocą kątowych systemów radiotechnicznych jest kierunkiem ortodromicznym.

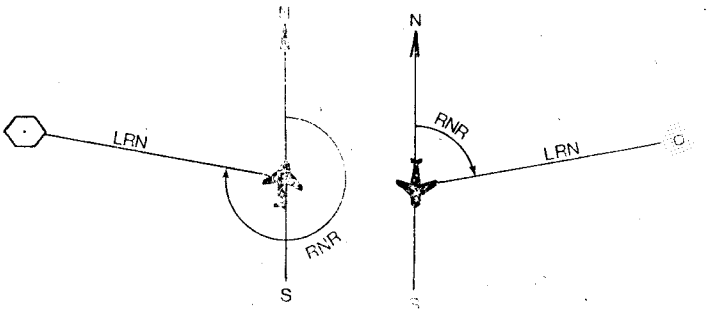
Linią radionamiaru *LRN* nazywa się ortodromę, łączącą statek powietrzny i punkt radionawigacyjny.

Podstawowymi elementami radionamierzania przy wykorzystaniu radiokompasu i radiolatarni są: radionamiar radiolatarni *RNR*, kąt kursowy radiolatarni *KKR*, odczyt radiokompasu *ORK*, radiodewiacja ΔR i radionamiar statku powietrznego *RNS*.

Radionamiar radiolatarni jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka przechodzącego przez statek powietrzny i ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię. Radionamiar ten mierzy się od północnego kierunku południka zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara od 0° do 360° (rys. 10.5).

Radiokompas mierzy kierunek na radiolatarnię względem osi podłużnej statku powietrznego (jest to tak zwany namiar względny lub pokładowy), a w celu otrzymania radionamiaru zorientowanego względem kierunku północy należy uwzględnić kurs statku powietrznego.

Przy wykorzystywaniu radiokompasu radionamiar radiolatarni składa się z kursu statku powietrznego i kąta kursowego radiolatarni:

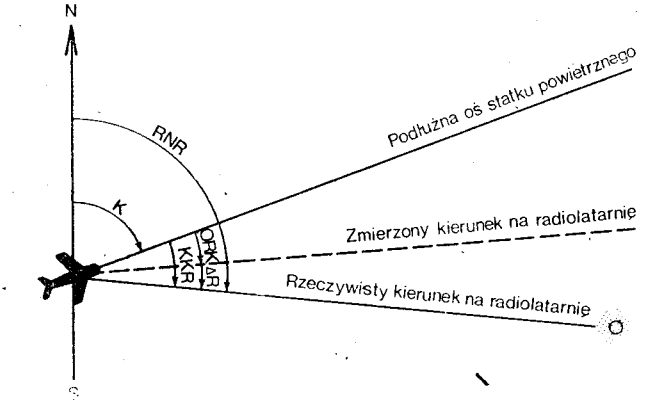


Rys. 10.5. Radionamiar radiolatarni

$$RNR = K + KKR$$

Kąt kursowy radiolatarni jest to kąt zawarty między podłużną osią statku powietrznego i rzeczywistym ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię. Kąt kursowy radiolatarni mierzy się od podłużnej osi statku powietrznego, zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara od 0° do 360°. Kąt kursowy radiolatarni składa się z odczytu radiokompasu i radiodewiacji (rys. 10.6):

$$KKR = ORK + (\pm \Delta R)$$



Rys. 10.6. Odczyt radiokompasu, radiodewiacja, kąt kursowy radiolatarni i radionamiar radiolatarni

Odczyt radiokompasu jest to kąt zawarty między podłużną osią statku powietrznego i pozornym ortodromicznym kierunkiem

na namierzaną radiolatarnię, który wskazuje wskazówka radiokompasu (rys. 10.6). Kąt ten mierzy się od podłużnej osi statku powietrznego do zmierzonego (pozornego) kierunku ortodromicznego na radiolatarnię, zgodnie z ruchem wskazówek zegara od 0° do 360°.

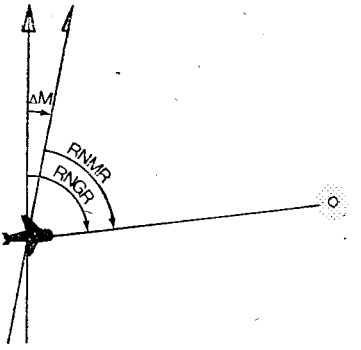
Radiodewiacja jest to kąt zawarty między wskazywanym przez radiokompas kierunkiem na radiolatarnię (kierunkiem pozornym) a rzeczywistym kierunkiem ortodromicznym na radiolatarnię. Radiodewiację mierzymy w prawo i w lewo od kierunku pozornego (zmierzonego) na radiolatarnię, do kierunku rzeczywistego; mierzona w prawo ma znak „+", w lewo „—".

Radiodewiacja powstaje na skutek oddziaływania na antenę ramową radiokompasu dwóch pól elektromagnetycznych o tej samej częstotliwości, lecz ogólnie biorąc o różnych kierunkach i natężeniach, a mianowicie: pola elektromagnetycznego namierzanej radiolatarni i pola elektromagnetycznego metalowych powierzchni płatowca statku powietrznego. Wartość i znak radiodewiacji nie zależy od kursu statku powietrznego, lecz od kąta, pod jakim względem osi podłużnej statku powietrznego przychodzą fale radiowe od namierzanej radiolatarni.

Rozróżnia się radionamiar geograficzny radiolatarni i radionamiar magnetyczny radiolatarni.

Radionamiar geograficzny radiolatarni *RNGR* jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego przechodzącego przez statek powietrzny i ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię (rys. 10.7).

Radionamiar magnetyczny radiolatarni *RNMR* jest to kąt zawar-



Rys. 10.7. Radionamiar geograficzny radiolatarni i radionamiar magnetyczny radiolatarni

ty między północnym kierunkiem południka magnetycznego przechodzącego przez statek powietrzny i ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię (rys. 10.7).

Z rysunków 10.6 i 10.7 wynikają następujące zależności:

$$RNR = K + ORK + (\pm \Delta R)$$

$$RNGR = KG + ORK + (\pm \Delta R)$$

$$RNMR = KM + ORK + (\pm \Delta R)$$

Przykład

Obliczyć *RNGR* i *RNMR*.

Dane: $KG = 100°$; $ORK = 30°$; $\Delta R = +5°$; $\Delta M = +5°$.

Rozwiązanie

$RNGR = KG + ORK + (\pm \Delta R)$

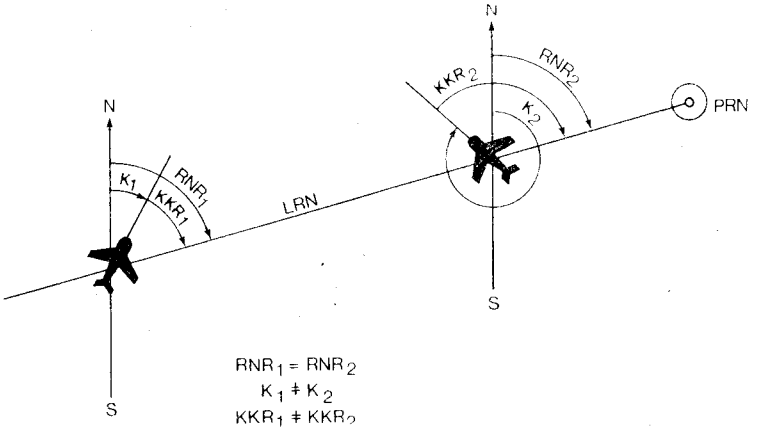
$RNGR = 100 + 30 + 5 = 135°$

$RNMR = RNGR - (\pm \Delta M)$

$RNMR = 135 - 5 = 130°$

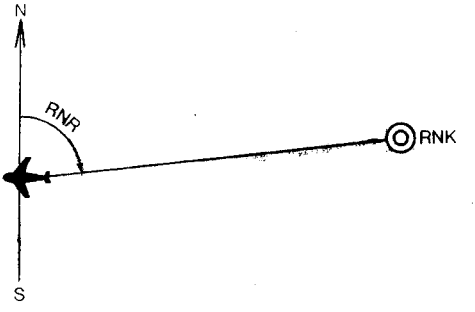
Przy rozwiązywaniu niektórych zadań praktycznych wskazane jest zapamiętanie i utrwalenie sobie w wyobraźni, że:

— podobnie jak przy namiarach optycznych wartość radionamiaru nie zależy od kursu statku powietrznego ani kąta kursowego radiolatarni, rozpatrywanych oddzielnie, lecz od wzajemnego położenia *PRN* i pozycji statku powietrznego (rys. 10.8),



Rys. 10.8. Wartość radionamiaru zależy wyłącznie od wzajemnego położenia PRN i pozycji statku powietrznego

— na większych odległościach od radiolatarni kurs i kąt kursowy radiolatarni dają w sumie namiar radiolatarni i o ile zwiększy (zmniejszy) się kurs, o tyle stopni zmniejszy (zwiększy) się kąt kursowy radiolatarni i odwrotnie,
— w bezpośredniej bliskości radiolatarni (istotne w czasie manewru podejścia do lądowania) na zmianę *KKR* w zakręcie wpływa nie tylko zmiana kursu, lecz i przesunięcie statku powietrznego względem radiolatarni,
— jeżeli $KKR=0^\circ$ radiolatarnia znajduje się na przedłużeniu osi podłużnej statku powietrznego — w przodzie, jeżeli $KKR=180^\circ$ radiolatarnia znajduje się z tyłu statku powietrznego, jeżeli $KKR=90^\circ$ i 270° radiolatarnia znajduje się na trawersie (trawersem nazywa się prostopadłą do osi podłużnej statku powietrznego przechodzącą przez radiolatarnię),
— w czasie lotu prostoliniowego (ze stałym kursem) zwiększanie się wartości *KKR* wskazuje na położenie radiolatarni z prawej strony osi podłużnej statku powietrznego; przy zmniejszających się *KKR* radiolatarnia znajduje się z lewej strony,
— w czasie prawidłowego kręgu nad radiolatarnią radiokompas wskazuje: przy lewym kręgu $KKR=270^\circ$; przy prawym $KKR=90^\circ$.

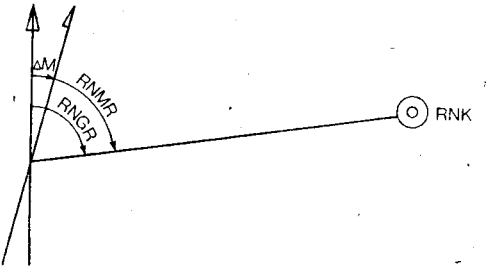


Rys. 10.9. Radionamiar radionamiernika naziemnego

Radionamiar radionamiernika naziemnego *RNR* jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka przechodzącego przez statek powietrzny i ortodromicznym kierunkiem na radionamiernik. Radionamiar radionamiernika mierzy się od północnego kierunku południka zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara od 0° do 360° (rys. 10.9).

Rozróżnia się: radionamiar geograficzny radionamiernika i radionamiar magnetyczny radionamiernika.

Radionamiar geograficzny radionamiernika naziemnego *RNGR* jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego przechodzącego przez statek powietrzny a ortodromicznym kierunkiem na radionamiernik (rys. 10.10).

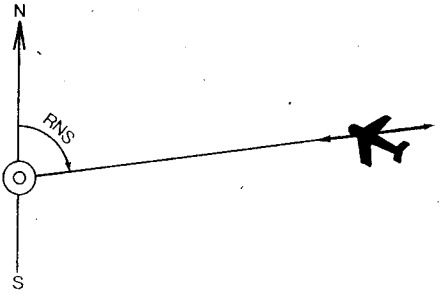


Rys. 10.10. Radionamiar geograficzny i radionamiar magnetyczny radionamiernika naziemnego

Radionamiar magnetyczny radionamiernika naziemnego *RNMR* jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego przechodzącego przez statek powietrzny a ortodromicznym kierunkiem na radionamiernik (rys. 10.10).

Radionamiar statku powietrznego *RNS* jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka przechodzącego przez punkt radionawigacyjny i ortodromicznym kierunkiem od tego punktu na statek powietrzny. Radionamiar statku powietrznego mierzy się od północnego kierunku południka zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara od 0° do 360° (rys. 10.11).

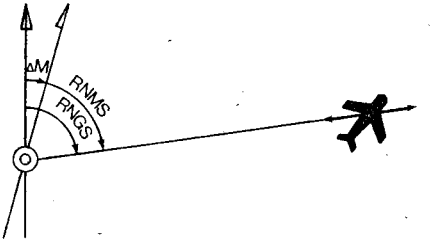
Radionamiar statku powietrznego różni się od radionamiaru radiolatarni (radionamiernika) o ±180°:



Rys. 10.11. Radionamiar statku powietrznego

$$RNS = RNR \pm 180^\circ$$

Radionamiar geograficzny statku powietrznego *RNGS* jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego przechodzącego przez punkt radionawigacyjny i ortodromicznym kierunkiem od tego punktu na statek powietrzny (rys. 10.12).
Radionamiar magnetyczny statku powietrznego *RNMS* jest to kąt zawarty między północnym kierunkiem południka magnetycznego przechodzącego przez punkt radionawigacyjny i ortodromicznym kierunkiem od tego punktu na statek powietrzny (rys. 10.12).



Rys. 10.12. Radionamiar geograficzny i radionamiar magnetyczny statku powietrznego

W międzynarodowym kodzie Q radionamiary podawane przez operatora radionamiernika mają następujące oznaczenia:

QUJ — radionamiar geograficzny radionamiernika *RNGR*,
QDM — radionamiar magnetyczny radionamiernika *RNMR* (kurs magnetyczny, który w ciszy wyprowadzi statek powietrzny na radionamiernik),
QTE — radionamiar geograficzny statku powietrznego *RNGS*,
QDR — radionamiar magnetyczny statku powietrznego *RNMS*.

10.5 POPRAWKA NA ZBIEŻNOŚĆ POŁUDNIKÓW

Południki na kuli ziemskiej zbiegają się na biegunach, czyli inaczej mówiąc, są zbieżne. W wyniku zbieżności południków ortodroma, jeżeli nie pokrywa się z południkiem lub równikiem, przecina południki pod różnymi kątami. Kąty te stopniowo maleją albo rosną. Różnica kątów w dwu punktach ortodromy

o współrzędnych φ_1, λ_1; φ_2, λ_2 nazywa się kątem zbieżności południków ΔG. Wartość tego kąta obliczyć można według wzoru:

$$\operatorname{tg}\frac{\Delta G}{2} = \operatorname{tg}\frac{\Delta\lambda}{2}\sec\frac{\Delta\varphi}{2}\sin\varphi_{śr}$$

gdzie:

$\Delta\lambda$ — różnica długości geograficznej punktów,

$\Delta\varphi$ — różnica szerokości geograficznej punktów,

$$\varphi_{śr} = \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2}.$$

Przy przyjęciu założenia, że różnica długości geograficznych punktów $\Delta\lambda < 10°$ i różnica szerokości geograficznej $\Delta\varphi < 10°$, zbieżność południków można obliczyć według następującego uproszczonego wzoru:

$$\Delta G = (\lambda_2 - \lambda_1)\cdot\sin\varphi_{śr}$$

Z analizy tego wzoru wynika, że:

— jeżeli $\Delta\lambda = 0°$, to $\Delta G = 0°$; zdarza się to wówczas, gdy obydwa punkty leżą na tym samym południku,

— jeżeli $\varphi_{śr} = 0°$, to $\Delta G = 0°$; ma to miejsce wówczas, gdy φ_1 jest równe co do wartości bezwzględnej φ_2, ale ma znak przeciwny albo też gdy obydwa punkty leżą na równiku,

— w miarę zbliżania się położenia obydwu punktów do jednoimiennego bieguna, ΔG wzrasta, dążąc do $\Delta\lambda$.

Dla szerokości geograficznych: 40°—50°, $\sin\varphi_{śr} \approx 0{,}7$; 50°—60°, $\sin\varphi_{śr} \approx 0{,}8$; 60°—70°, $\sin\varphi_{śr} \approx 0{,}9$ i w związku z tym powyższy wzór można jeszcze bardziej uprościć; np. można przyjąć, że dla szerokości geograficznych 45°—65°

$$\Delta G = 0{,}8\,\Delta\lambda$$

W przypadku map stosowanych do celów radionamierzania wykonanych w odwzorowaniach: stożkowym wiernokątnym, wielostożkowym zmodyfikowanym (międzynarodowym), wiernokątnym poprzeczno-walcowym i stereograficznym biegunowym, kąt zbieżności południków na kuli ziemskiej równa się w przybliżeniu kątowi zbieżności południków na mapie i z tego też względu przy wykreślaniu kierunku ortodromicznego od radiolatarni na statek powietrzny (radionamierzanie własne) jako linii prostej, należy,

w przypadku kiedy $\Delta\lambda > 2^\circ$, uwzględniać poprawkę na zbieżność południków obliczaną według podanych wzorów, zależnych od rodzaju odwzorowania:

— odwzorowanie stożkowe wiernokątne na stożku stycznym:

$$\Delta G = (\lambda_r - \lambda_s) \cdot \sin \varphi$$

gdzie:

λ_r i λ_s — długości geograficzne radiolatarni i statku powietrznego,

φ — szerokość geograficzna równoleżnika styczności kuli ziemskiej i stożka,

— odwzorowanie stożkowe wiernokątne na stożku siecznym:

$$\Delta G = (\lambda_r - \lambda_s) \cdot \sin \varphi_o$$

gdzie:

φ_o — szerokość geograficzna równoleżnika z najmniejszą skalą (w zależności od przyjętego sposobu rozkładu zniekształceń na mapie szerokość ta może nie pokrywać się ze średnią szerokością geograficzną równoleżników styczności stożka i kuli),

— odwzorowanie wielostożkowe zmodyfikowane (międzynarodowe) oraz odwzorowanie wiernokątne poprzeczno-walcowe:

$$\Delta G = (\lambda_r - \lambda_s) \cdot \sin \varphi_{śr}$$

gdzie:

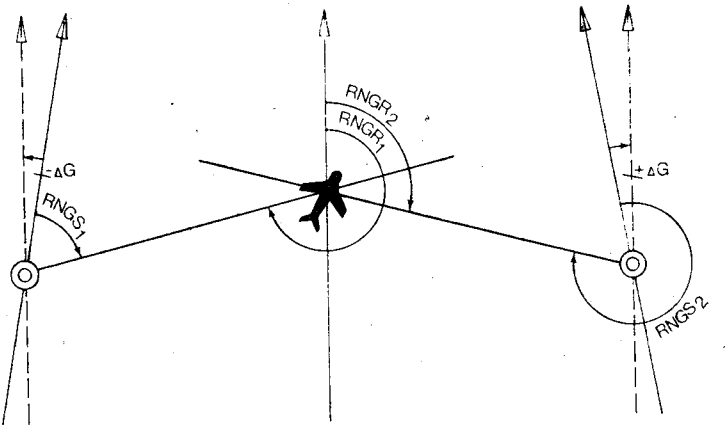
$\varphi_{śr}$ — średnia szerokość geograficzna radiolatarni i statku powietrznego lub średnia szerokość geograficzna arkusza (arkuszy) mapy,

— odwzorowanie centralne biegunowe i odwzorowanie stereograficzne biegunowe:

$$\Delta G = \lambda_r - \lambda_s$$

Poprawkę na zbieżność południków można również na podstawie tych wzorów, zdefiniować następująco: ΔG — nazywa się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka geograficznego radiolatarni i północnym kierunkiem południka statku powietrznego, przeniesionego równolegle w miejsce ustawienia radiolatarni (rys. 10.13). Poprawkę tę mierzy się od południka radiolatarni

do południka statku powietrznego, w prawo ze znakiem „+" i w lewo ze znakiem „−".



Rys. 10.13. Poprawka na zbieżność południków

Występujące w tych wzorach wartości φ_s i λ_s, zaokrąglone do całkowitych stopni, są przybliżonymi współrzędnymi geograficznymi prawdopodobnej pozycji statku powietrznego. Jeżeli ta pozycja nie jest znana załodze nawet w przybliżeniu, to wówczas ustala się najpierw pozycję statku powietrznego zliczeniem drogi bądź radionamierzaniem bez uwzględniania poprawki na zbieżność południków, a następnie, na podstawie φ_s i λ_s tej przybliżonej pozycji oblicza się ΔG i uwzględnia się tę poprawkę przy wykreślaniu linii *RNGS* od radiolatarni.

Przy różnicy $(\lambda_r - \lambda_s) > 2°$ wartość RNGS wykreślonego od radiolatarni jako linia prosta, oblicza się według wzoru:

$$RNGS = RNGR \pm 180° + (\pm \Delta G)$$

Znak ΔG wynika bezpośrednio ze wzoru na tę poprawkę (algebraicznej różnicy λ_r i λ_s).

Wygodnie jest również kierować się w praktyce następującą zasadą: jeżeli $RNGR < 180°$ (radiolatarnia położona na wschód od statku powietrznego), ΔG ma znak „+", a przy $RNGR > 180°$ (radiolatarnia położona na zachód od statku powietrznego), ΔG ma znak „−", przy $RNGR = 0°$ lub $180°$, $\Delta G = 0$.

Przykład

Obliczyć *RNGS* z uwzględnieniem poprawki na zbieżność południków.

Dane: $RNGR=150°$; $\lambda_r=52°$ $\lambda_s=47°$; $\varphi_{śr}=54°$; mapa w odwzorowaniu międzynarodowym.

Rozwiązanie

$$\Delta G=(\lambda_r-\lambda_s)\cdot\sin\varphi_{śr}$$

$$\Delta G=(52-47)\cdot 0{,}8=+4°$$

$$RNGS=RNGR\pm 180°+(\pm\Delta G)$$

$$RNGS=150+180+(+4)=334°$$

10.6

POPRAWKA LOKSODROMICZNA

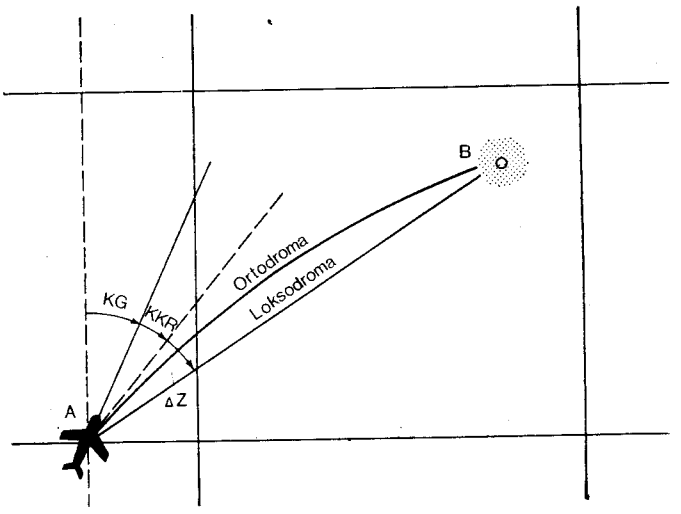
Na powierzchni Ziemi ortodroma, z wyłączeniem przypadku południka lub równika, przecina południki pod różnymi kątami i łuk jej jest zwrócony ku biegunowi, natomiast loksodroma przecina południki pod jednakowymi kątami i w konsekwencji jest w ogólnym przypadku (z wyłączeniem południka, równika i równoleżnika) linią krzywą wygiętą ku równikowi.

W rezultacie po obu końcach ortodromy i loksodromy łączącej dwa punkty na powierzchni Ziemi powstaje kąt zwany kątem zamiany (kierunku ortodromicznego na kierunek loksodromiczny) lub poprawką loksodromiczną, a przez niektórych autorów również poprawką ortodromiczną. W niniejszym podręczniku kąt ten określany jest mianem poprawki loksodromicznej ΔZ.

Poprawka loksodromiczna jest to kąt zawarty między kierunkami ortodromicznym i loksodromicznym w rozpatrywanym punkcie (między ortodromą i loksodromą).

Poprawkę loksodromiczną stosuje się przy zamianie radionamiarów ortodromicznych (zarówno własnych, jak i obcych) na namiary loksodromiczne (linie proste) oraz przy przeliczaniu (zamianie) początkowego kąta drogi po ortodromie na loksodromiczny kąt drogi, w przypadku korzystania z map wykonanych w odwzorowaniu walcowym wiernokątnym (Merkatora, rys. 10.14).

Jak wynika z rozdziału 2, na mapach wykonanych w odwzorowaniu Merkatora południki są do siebie równoległe (zbieżność południków na mapie równa się 0), loksodroma jest linią pro-



Rys. 10.14. Poprawka loksodromiczna

stą, a ortodroma linią krzywą, zwróconą wypukłością ku biegunowi.

Wartość bezwzględną tej poprawki oblicza się według przybliżonego wzoru:

$$|\Delta Z| = \frac{1}{2}|\lambda_{PRN} - \lambda_s| \cdot \sin \varphi_{śr}$$

gdzie:

λ_{PRN} — długość geograficzna punktu radionawigacyjnego (radiolatarni lub radionamiernika naziemnego),

λ_s — długość geograficzna statku powietrznego,

$\varphi_{śr}$ — średnia szerokość geograficzna punktu radionawigacyjnego i statku powietrznego.

Z wzoru wynika, że poprawka loksodromiczna równa się połowie kąta poprawki na zbieżność południków ($\Delta Z = \frac{\Delta G}{2}$).

Przy zamianie radionamiaru ortodromicznego na kierunek loksodromiczny (na linię prostą), należy kierować się, zarówno przy radionamiarach własnych, jak i obcych, zasadą (na półkuli północnej):

— jeżeli stacja namierzana jest położona na wschód, to ΔZ ma znak „+”,

— jeżeli stacja namierzana jest położona na zachód, to ΔZ ma znak „—".

Na półkuli południowej jest na odwrót.

W przypadku radionamierzania własnego:

$$RNGS_{loks} = RNGR_{ort} \pm 180° + (\pm \Delta Z)$$

W przypadku radionamierzania obcego:

$$RNGS_{loks} = RNGS_{ort} + (\pm \Delta Z)$$

Przykład 1

Obliczyć $RNGS_{loks}$ w przypadku radionamierzania własnego.

Dane: $RNGR_{ort}=270°$; długość geograficzna radiolatarni $\lambda_{PRN}=20°$; $\lambda_s=30°$; $\varphi_{śr}=54°$; mapa Merkatora.

Rozwiązanie

$$|\Delta Z| = \frac{1}{2}|\lambda_{PRN} - \lambda_s| \cdot \varphi_{śr};$$ stacja namierzana na zachód

$$|\Delta Z| = \frac{1}{2}|20 - 30| \cdot 0{,}8 = 4°;$$ znak ΔZ ujemny

$$RNGS_{loks} = RNGR_{ort} \pm 180° + (\pm \Delta Z)$$

$$RNGS_{loks} = 270 - 180 + (-4) = 86°$$

Przykład 2

Obliczyć $RNGS_{loks}$ w przypadku radionamierzania obcego.

Dane: zmierzony przez operatora radionamiernika naziemnego $RNGS_{ort}=86°$; $\lambda_{PRN}=20°$; $\lambda_s=30°$; $\varphi_{śr}=54°$; mapa Merkatora.

Rozwiązanie

$$|\Delta Z| = \frac{1}{2}|\lambda_{PRN} - \lambda_s| \cdot \sin \varphi_{śr};$$ stacja namierzana na wschód

$$|\Delta Z| = \frac{1}{2}|20 - 30| \cdot 0{,}8 = 4°;$$ znak ΔZ dodatni

$$RNGS_{loks} = RNGS_{ort} + (\pm \Delta Z)$$

$$RNGS_{loks} = 86 + (+4) = 90°$$

10.7

LINIA RÓWNYCH RADIONAMIARÓW

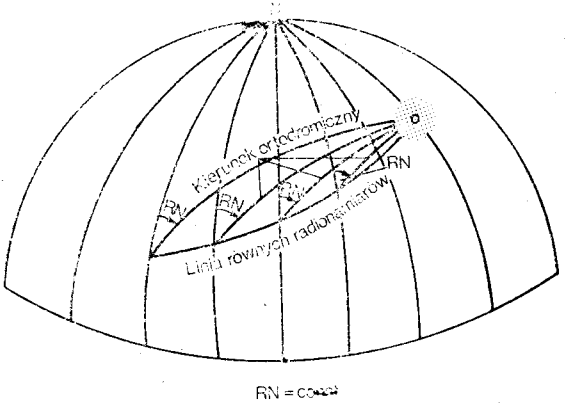
Jeżeli z miejsca ustawienia radionamiernika naziemnego zostanie wykreślona ortodroma o początkowym kącie $RNGS_1$, to wszystkie

nadajniki radiostacji korespondencyjnych statków powietrznych znajdujących się na tej linii będą słyszane w tym samym kierunku o kącie początkowym $RNGS_1$.

Wypływa stąd wniosek, że w przypadku radionamierzania obcego linią pozycyjną statku powietrznego jest ortodroma przechodząca przez radionamiernik naziemny i radiostację korespondencyjną statku powietrznego (stację namierzaną).

Wykreślenie linii pozycyjnej uzyskanej w wyniku radionamierzania obcego sprowadza się do wykreślenia na mapie ortodromy.

Przy radionamiarach własnych linia pozycyjna musi mieć tę właściwość, że kąt kierunku ortodromicznego z każdego jej punktu na namierzaną radiolatarnię powinien być taki sam. Tej właściwości przy radionamiarach własnych nie ma ani ortodroma (przecina południki pod różnymi kątami) ani loksodroma, która przecina wprawdzie wszystkie południki pod tym samym kątem, ale kąty kierunków ortodromicznych na namierzaną radiolatarnię z punktów leżących na loksodromie nie są sobie równe.



Rys. 10.15. Linia równych radionamiarów LRRN na powierzchni ziemi

Linię mającą tę właściwość, że z każdego leżącego na niej punktu radionamiar ortodromiczny na radiolatarnię naziemną jest zawsze taki sam, nazywa się linią równych radionamiarów *LRRN* (rys. 10.15).

Z powyższych rozważań wynika, że linią pozycyjną w przypadku

radionamiaru własnego nie jest ani ortodroma, ani loksodroma, lecz linia równych radionamiarów.

W dwóch przypadkach linia równych radionamiarów pokrywa się z ortodromą i loksodromą, a mianowicie wtedy, kiedy statek powietrzny i namierzana radiolatarnia znajdują się na tym samym południku albo na równiku. Loksodroma dzieli na połowę kąt zawarty między ortodromą i linią równych radionamiarów Oprócz tego *LRRN* jest odchylona od loksodromy o kąt praktycznie biorąc równy poprawce loksodromicznej.

Linia równych radionamiarów jest skomplikowaną krzywą zarówno na powierzchni Ziemi jak i na mapach.

We wszystkich przypadkach, kiedy rejon lotów i radiolatarnie do radionamierzania są znane, należy uprzednio przygotować mapy z naniesionymi na nie liniami równych radionamiarów. Linie równych radionamiarów nanosi się (wykreśla) na mapie co 5° lub co 10° za pomocą kątomierza i linijki lub za pomocą specjalnych przyrządów kreślarskich i ocyfrowuje się wartościami radionamiarów geograficznych radiolatarni (rys. 10.16).

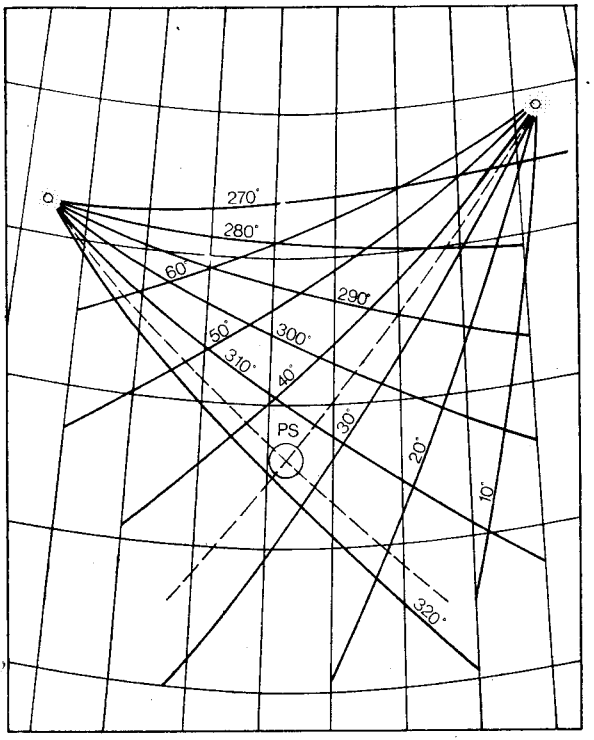
Ażeby w czasie lotu znaleźć na takiej mapie linię pozycyjną statku powietrznego, wystarczy odszukać na niej linię równych radionamiarów z ocyfrowaniem, odpowiadającym zmierzonej wartości radionamiaru geograficznego radiolatarni. Jeżeli wartość *RNGR* nie stanowi wielokrotności 5° lub 10°, to należy stosować interpolację między najbliższymi liniami równych radionamiarów (rys. 10.16).

Przykład uproszczonego sposobu wykreślania linii równych radionamiarów na mapie w odwzorowaniu stożkowym (wielostożkowym) za pomocą kątomierza i linijki przedstawiono na rysunku (rys. 10.17).

10.8

ZASADY WYKREŚLANIA (NANOSZENIA) NA MAPACH LINII POZYCYJNYCH UZYSKANYCH PRZEZ RADIONAMIERZANIE

W przypadku namierzania optycznego wykreślanie linii pozycyjnej (linii namiaru) na mapie dowolnego odwzorowania jako prostej jest praktycznie uzasadnione, gdyż nie prowadzi do istotnych nieścisłości, wychodzących poza ramy wymaganej dokład-

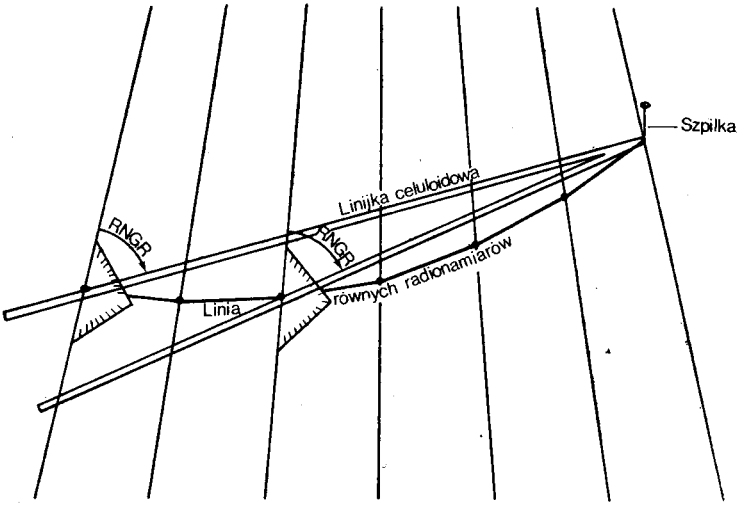


Rys. 10.16. Mapa z wykreślonymi liniami równych radionamiarów

ności rozwiązań nawigacyjnych. Jeżeli jednak wykorzystuje się radionamierzanie w przypadku dużych odległości do PRN, tego rodzaju postępowanie może prowadzić do poważnych błędów w określaniu kierunków i ustalaniu pozycji statku powietrznego.

Wykreślając radionamiary na mapie powinno się uwzględniać rodzaj odwzorowania mapy, a także pamiętać, że linia radionamiaru jest ortodromą.

Wykreślanie na mapach linii pozycyjnych statku powietrznego uzyskanych radionamierzaniem nie nastręcza trudności, gdy ma się na uwadze następujące okoliczności: rodzaj radionamiaru (własny czy obcy); różnicę długości geograficznych statku powietrznego i punktu radionawigacyjnego (lub odległość między nimi) oraz rodzaj odwzorowania wykorzystywanej mapy.



Rys. 10.17. Wykreślanie LRRN na mapie za pomocą linijki i kątomierza

Należy przy tym kierować się następującymi zasadami.

1) Jeżeli różnica długości geograficznej *PRN* i założonej pozycji statku powietrznego $\Delta\lambda < 2°$, to linie pozycyjne uzyskane zarówno drogą radionamierzania własnego, jak i obcego należy wykreślać od *PRN* na mapach wszystkich odwzorowań jako linie proste. W przypadku radionamierzania własnego *RNGS* oblicza się według wzoru:

$$RNGS = RNGR \pm 180°$$

2) Jeżeli różnica długości geograficznej *PRN* i statku powietrznego $\Delta\lambda \geqslant 2°$, to linie pozycyjne należy wykreślać jako linie proste, uwzględniając, w przypadku:

   a) radionamierzania własnego:

   — na mapach odwzorowania stożkowego wiernokątnego, wielostożkowego (międzynarodowego), wiernokątnego poprzeczno-walcowego i stereograficznego biegunowego — poprawkę na zbieżność południków ΔG. Wartość *RNGS* oblicza się według wzoru:

$$RNGS = RNGR \pm 180° + (\pm \Delta G)$$

   — na mapie Merkatora, poprawkę loksodromiczną ΔZ.

Wartość *RNGS* oblicza się według wzoru:

$$RNGS = RNGR \pm 180^\circ + (\pm \Delta Z)$$

b) radionamierzania obcego:
— na mapach odwzorowania stożkowego wiernokątnego, wielostożkowego (międzynarodowego), wiernokątnego poprzeczno-walcowego — bez żadnej poprawki; *RNGS* (QTE) podany przez operatora radionamiernika wykreśla się bezpośrednio na mapie,
— na mapie odwzorowania stereograficznego biegunowego — poprawkę ΔU obliczoną według wzoru:

$$\Delta U = \left(\frac{\lambda_{PRN} - \lambda_s}{2}\right) \cdot \left(1 - \sin\frac{\varphi_{PRN} + \varphi_s}{2}\right)$$

W podaną przez operatora radionamiernika wartość *RNGS* (QTE) wprowadza się tę poprawkę według wzoru:

$$RNGS = RNGS_{zm} + (\pm \Delta U)$$

gdzie: $RNGS_{zm}$ — radionamiar geograficzny statku powietrznego zmierzony za pomocą radionamiernika naziemnego,
— na mapie odwzorowania Merkatora — poprawkę loksodromiczną ΔZ.

W podaną przez operatora radionamiernika wartość *RNGS* (QTE) wprowadza się tę poprawkę według wzoru:

$$RNGS = RNGS_{zm} + (\pm \Delta Z)$$

Znaki poprawek ΔG i ΔZ określa się według uprzednio podanych zasad.

Różnica długości geograficznych (odległości) *PRN* i statku powietrznego, do której można stosować omówioną wyżej metodę zamiany (zastąpienia) *LRRN* (radionamierzanie własne) lub ortodromy (radionamierzanie obce) linią prostą, zależy od wymaganej (dopuszczalnej) dokładności określania linii pozycyjnej statku powietrznego, przy rozwiązywaniu konkretnych, praktycznych zadań nawigacyjnych.

W celu zwiększenia dokładności określania linii pozycyjnej i ustalania *PS* oraz ułatwienia związanej z tym pracy w powietrzu,

zaleca się, przy dowolnych różnicach długości geograficznej *PRN* i statku powietrznego, posługiwać mapami z uprzednio wykreślonymi na nich liniami równych radionamiarów od przewidywanych do wykorzystywania radiolatarni, bądź liniami radionamiarów geograficznych statku powietrznego (kierunkami ortodromicznymi) od radionamierników naziemnych.

10.9

KĄTOWY SYSTEM RADIOTECHNICZNY SKŁADAJĄCY SIĘ Z RADIOKOMPASU I RADIOLATARNI BEZKIERUNKOWEJ

10.9.1
WIADOMOŚCI OGÓLNE

Automatyczny radionamiernik pokładowy, zwany najczęściej automatycznym radiokompasem *ARK* lub po prostu radiokompasem, jest radiotechnicznym urządzeniem odbiorczym działania kierunkowego, umożliwiającym automatyczne określanie kierunku do pracującej bezkierunkowej radiolatarni (stacji radiofonicznej). Radiokompas, wspólnie z radiolatarnią tworzy kątowy system radiotechniczny, umożliwiający określanie kierunku z dokładnością $\pm 2°$—$3°$.

Najbardziej rozpowszechnione są radiokompasy pracujące na falach długich i średnich w pasmie 150—1700 kHz. Zasięg działania systemu wynosi 150—200 km przy współpracy z lotniskowymi radiolatarniami bezkierunkowymi (lokalizatorami kompasowymi) i 600—1200 km przy współpracy z radiolatarniami dużych mocy oraz stacjami radiofonicznymi (rozgłośniami).

Istotną cechą dodatnią tego systemu jest jego nieograniczona przepustowość (z jedną radiolatarnią może jednocześnie współpracować nieograniczona liczba radiokompasów).

Cechą ujemną tego systemu jest jego wrażliwość na efekt nocny (wpływ fali jonosferycznej) i mała dokładność określania kierunku. Jednak nawet bardzo duże błędy namiaru nie spowodują tego, aby statek powietrzny nie dotarł do radiolatarni, na którą jest dokonywany ciągły namiar, chociaż nie zawsze po drodze najprostszej.

Chociaż system „*ARK* — radiolatarnia" jest (obok radionamierni-

ków naziemnych) najstarszym kątowym systemem radiotechnicznym i jest obarczony w porównaniu z bardziej precyzyjnymi radiotechnicznymi systemami nawigacyjnymi dużymi błędami namiarów, tym niemniej, dzięki prostej budowie, łatwości obsługi, niskiemu kosztowi i wysokiej niezawodności pracy pozostanie prawdopodobnie w użyciu jeszcze przez kilka dziesięcioleci, jako podstawowy kątowy system radiotechniczny dla statków powietrznych najtaniej wyposażonych i jako system awaryjny, w przypadku statków o wysoce wyspecjalizowanym wyposażeniu nawigacyjnym.

Radiokompas składa się z: odbiornika, anteny ramowej (kierunkowej), anteny otwartej (ogólnokierunkowej), 1—2 wskaźników, pulpitu sterowniczego, źródła zasilania (przetwornicy) i kabli łączących.

Radiokompas może być wykorzystywany w 3 położeniach przełącznika rodzaju pracy, znajdującego się na pulpicie sterowniczym. W położeniu KOMPAS — radiokompas przetwarza sygnały odebrane jednocześnie przez antenę ramową i antenę otwartą w sygnały sterujące silniczkiem elektrycznym, który z kolei obraca i utrzymuje „ramkę" w położeniu zerowego odbioru. Kąt kursowy radiolatarni, odpowiadający kątowi obrotu ramki, jest zobrazowany na wskaźniku kątów kursowych.

W położeniu ANTENA odbiór odbywa się wyłącznie za pomocą anteny otwartej. W położeniu tym radiokompas pracuje jako zwykły odbiornik. Ten rodzaj pracy jest wykorzystywany do nastrojenia radiokompasu na częstotliwość radiolatarni. Nastrojenie i dokładne dostrojenie można wykonać słuchowo i według wzrokowego wskaźnika strojenia, znajdującego się na pulpicie sterowniczym.

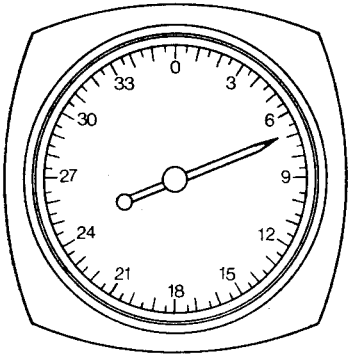
W położeniu RAMKA odbiór odbywa się wyłącznie za pomocą anteny ramowej i radiokompas pracuje jako radionamiernik ze słuchowym określaniem kierunku. Wykorzystując ręczne sterowanie obrotem anteny ramowej można w tym położeniu określić kierunek do radiolatarni *KKR* według minimum słyszalności jej sygnałów (zerowej siły odbioru). Istnieje możliwość pomyłki o 180°. Niejednoznaczność namiaru może być usunięta przez okresowe podłączanie na wejście odbiornika anteny otwartej, w położenie KOMPAS.

Niektóre radiokompasy, ustawiane na jednomiejscowych statkach powietrznych, zapewniają jednoczesne określanie kąta kursowego i zliczanie odległości do namierzanej radiolatarni.

10.9.2
RODZAJE WSKAŹNIKÓW RADIOKOMPASÓW

W celu zobrazowania wartości kąta kursowego radiolatarni są stosowane następujące dwa podstawowe rodzaje wskaźników:
— wskaźnik z nieruchomą podziałką od 0° do 360° i najmniejszą działką 5°, zwany wskaźnikiem *KKR* pilota,
— wskaźnik z ruchomą podziałką od 0° do 360° i najmniejszą działką 1°, która za pomocą pokrętła może być ręcznie ustawiona dowolną działką naprzeciw nieruchomego trójkątnego indeksu zerowej wartości *KKR*; wskaźnik ten nosi nazwę wskaźnika *KKR* nawigatora.

Wskaźnik kątów kursowych pilota (rys. 10.18) służy do przybli-

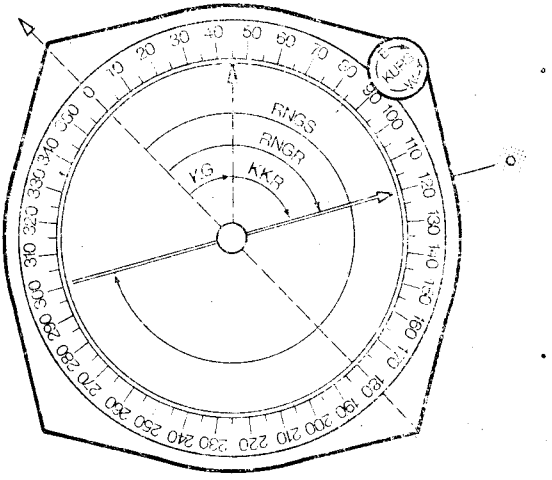


Rys. 10.18. Wskaźnik kątów kursowych pilota

żonego odczytu wartości kątów kursowych radiolatarni i wykonywania lotu do radiolatarni, według zerowej wartości *KKR*.

Wskaźnik kątów kursowych nawigatora (rys. 10.19), służy do dokładnego odczytu wartości kątów kursowych radiolatarni, radionamiarów geograficznych i magnetycznych radiolatarni oraz radionamiarów geograficznych i magnetycznych statku powietrznego. Ruchoma podziałka wskaźnika podzielona jest na 360°, z odstępem co 1°. Podziałka obraca się o dowolny kąt za pomocą pokrętła „Kurs". Po ustawieniu zera podziałki naprzeciw nieru-

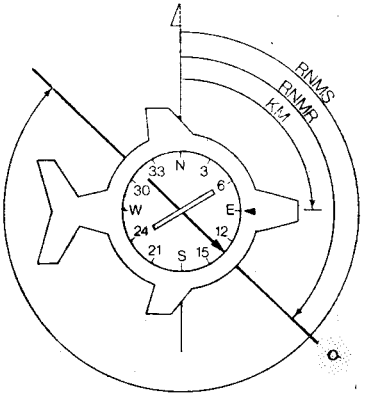
chomego trójkątnego indeksu odczytuje się naprzeciw ostrego końca wskazówki kąt kursowy radiolatarni. Jeżeli naprzeciw indeksu zostanie ustawiona wartość kursu geograficznego lub magnetycznego, to naprzeciw ostrego końca wskazówki odczytuje się odpowiednio *RNGR* lub *RNMR*, a naprzeciw tępego końca —



Rys. 10.19. Wskaźnik kątów kursowych nawigatora i odczytywanie na nim KKR, RNGR i RNGS

RNGS lub *RNMS*. Ruchoma podziałka umożliwia mechaniczne wprowadzanie poprawek (ΔB, ΔM, ΔR, ΔZ lub ΔG) przez odpowiedni obrót pokrętła.

Niektóre statki powietrzne są wyposażone w połączone wskaźniki żyrobusoli magnetycznej i radiokompasu, zwane również wskaźnikami zintegrowanymi (RMI — *Radio Magnetic Indicator* — wskaźnik radiomagnetyczny). Wskaźniki te umożliwiają jednoczesne odczytywanie wartości kursu, kąta kursowego radiolatarni, radionamiaru radiolatarni i radionamiaru statku powietrznego. Ruchoma podziałka takiego wskaźnika umożliwia odczyt kursu naprzeciw trójkątnego indeksu, a wskazówka radiokompasu na tej podziałce wskazuje wartość odpowiedniego radionamiaru (rys. 10.20). Kąt kursowy radiolatarni można odczytać na zewnętrznej nieruchomej podziałce *KKR*. Stosowane są również wskaźniki zintegrowane, na które są wyprowadzone wskazania 2 radiokompasów.



Rys. 10.20. Określanie KKR, RNMR i RNMS na wskaźniku radiokompasu, połączonym ze wskaźnikiem busoli magnetycznej

10.9.3
ZADANIA NAWIGACYJNE ROZWIĄZYWANE ZA POMOCĄ RADIOKOMPASU

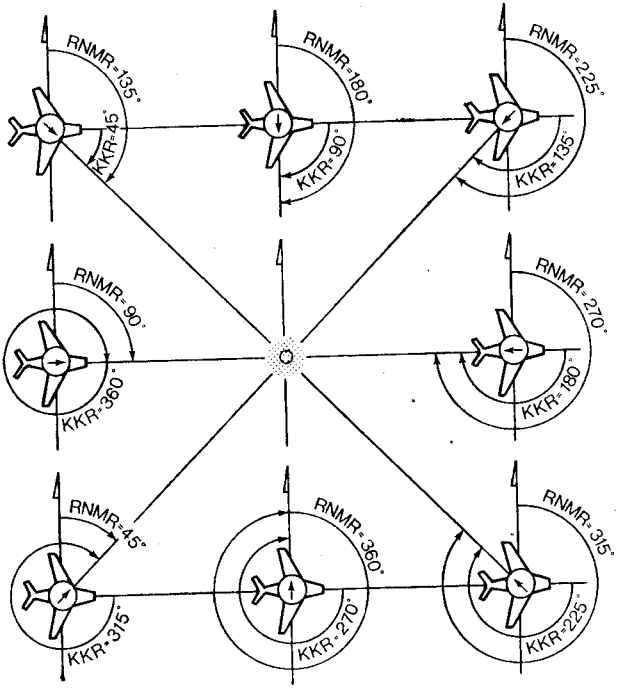
W połączeniu z podstawowymi przyrządami nawigacyjnymi radiokompas umożliwia rozwiązywanie następujących zadań:
— lot do radiolatarni metodą bierną,
— lot do radiolatarni metodą kursową,
— lot do radiolatarni metodą czynną,
— lot od radiolatarni metodą czynną,
— kontrolę drogi według odległości i kierunku,
— wyprowadzanie statku powietrznego na nakazaną linię radionamiaru lub *NLD*,
— ustalanie *PS*,
— zbiórki grup nad chmurami i rozpuszczenie grup do lądowania,
— wykonanie podejścia do lądowania w warunkach ograniczonej widzialności.

W celu wykorzystywania radiokompasu załoga powinna znać następujące dane o radiolatarni: położenie geograficzne, częstotliwość, sygnały rozpoznawcze, rodzaj pracy (telegraf, telefon), czas pracy i zasięg (moc). Należy przy tym pamiętać, że zasięg radiolatarni zależy w znacznym stopniu od częstotliwości pracy radiolatarni, np. zasięg radiolatarni o tej samej mocy wynoszący przy 200 kHz około 370 km, przy częstotliwości 1600 kHz wynosi

zaledwie 90 km. Zwiększenie wysokości o 300 m pociąga za sobą zwiększenie zasięgu o około 15 km.

10.9.4 OKREŚLANIE WZAJEMNEGO POŁOŻENIA STATKU POWIETRZNEGO I RADIOLATARNI NA PODSTAWIE KKR

Radiokompas nastrojony na częstotliwość wybranej radiolatarni umożliwia określenie w dowolnej chwili kąta kursowego radiolatarni na wskaźniku kątów kursowych. Znając kąt kursowy radiolatarni można określić wzajemne położenie statku powietrznego i radiolatarni (rys. 10.21).



Rys. 10.21. Wskazania radiokompasu

Z rysunku wynika, że jeżeli:
KKR= 0° — radiolatarnia znajduje się z przodu;
KKR= 45° — radiolatarnia znajduje się z przodu, z prawej;
KKR= 90° — radiolatarnia znajduje się z prawej;

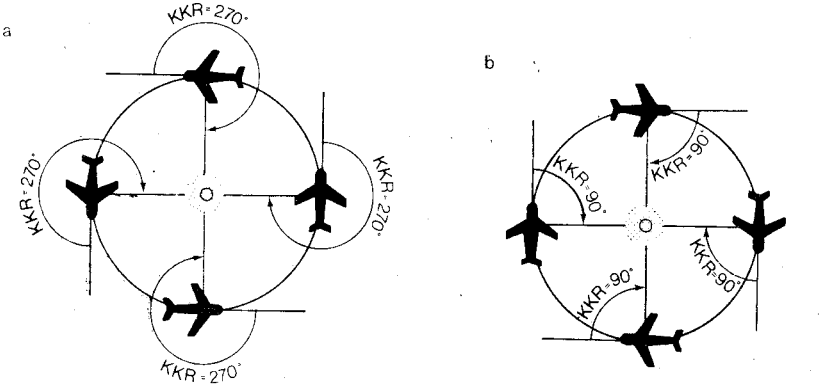
$KKR=135°$ — radiolatarnia znajdująca się z tyłu, z prawej;
$KKR=180°$ — radiolatarnia znajduje się z tyłu;
$KKR=225°$ — radiolatarnia znajduje się z tyłu, z lewej;
$KKR=270°$ — radiolatarnia znajduje się z lewej;
$KKR=315°$ — radiolatarnia znajduje się z przodu, z lewej.

Według kursu busoli i kąta kursowego radiolatarni można określić kierunek na radiolatarnię względem stron świata (południka przechodzącego przez statek powietrzny).

Na przykład $KG=315°$, $KKR=45°$ — radiolatarnia znajduje się na północ od statku powietrznego.

Jeżeli podczas lotu prostoliniowego z boku radiolatarni *KKR* lub radionamiar zwiększa się, to radiolatarnia znajduje się z prawej strony statku powietrznego. Jeżeli *KKR* lub radionamiar zmniejsza się, oznacza to, że radiolatarnia znajduje się z lewej strony statku powietrznego.

Wskazania radiokompasu podczas lotu po kręgu nad radiolatarnią przedstawiono na rysunku 10.22.

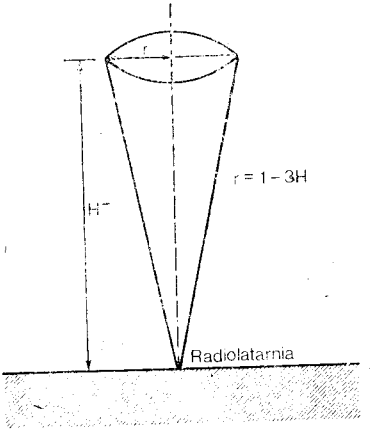


Rys. 10.22. Wskazania radiokompasu podczas lotu po kręgu nad radiolatarnią
a — zakręt w lewo, *b* — zakręt w prawo

10.9.5
OKREŚLANIE PRZELOTU NAD RADIOLATARNIĄ

Praca radiokompasu opiera się na wykorzystaniu odbioru pionowo spolaryzowanych fal elektromagnetycznych (fal, których wektor pola elektrycznego tworzy z powierzchnią ziemi kąt prosty); przy polaryzacji różnej od pionowej we wskazaniach radiokom-

pasu występują błędy. Na znacznych odległościach od radiolatarni fale elektromagnetyczne są w zasadzie spolaryzowane pionowo. Jednak w miarę zbliżania się statku powietrznego do miejsca ustawienia radiolatarni odchylenie wektora pola elektrycznego fali od pionu znacznie zwiększa się, co zmniejsza dokładność pracy radiokompasu. W bezpośrednim pobliżu radiolatarni i nad nią polaryzacja zmienia się na poziomą, a następnie ponownie na pionową, lecz o fazie przeciwnej, w wyniku czego nad radiolatarnią wytwarza się strefa niestabilnych wskazań radiokompasu, tzw. „stożek ciszy" (rys. 10.23).



Rys. 10.23. Strefa niestabilnych wskazań ARK („stożek ciszy")

Moment przelotu nad radiolatarnią określa się według zmiany *KKR* o 180° lub o kąt do niego zbliżony.

Zależnie od miejsca umieszczenia na statku powietrznym anteny otwartej radiokompasu, kąta pochylenia statku i dokładności wyjścia na radiolatarnię, moment obrotu wskazówki radiokompasu o 180° może nie zgadzać się z rzeczywistym momentem przelotu nad radiolatarnią (wskazania mogą być przyspieszone lub opóźnione; automatyczny radiokompas może również wskazać dwukrotnie przelot nad radiolatarnią). Odchylenie to może osiągać wartość równą od 1 do 3 wysokości lotu. Konkretna wartość średnicy stożka ciszy jest ustalana dla danego typu statku powietrznego (miejsca umieszczenia anteny otwartej) i różnych wysokości przez oblot radiolatarni.

Jeżeli statek powietrzny nie wyszedł dokładnie nad radiolatarnię i przelatuje z boku radiolatarni (poza granicami stożka ciszy), to za moment przelotu przyjmuje się moment jego wyjścia na trawers radiolatarni, co jest określone wskazaniami radiokompasu $KKR=90^\circ$ lub 270°. W przypadku występowania wiatru, trawers radiolatarni określa się według wzoru:

$$KKR=90^\circ\ (270^\circ)+(\pm KZ)$$

Uwzględniając możliwość niedokładności określenia momentu przelotu nad radiolatarnią za pomocą radiokompasu, stosuje się powszechnie specjalne nadajniki naziemne, tzw. markery, ustawiane obok radiolatarni bezkierunkowych. Marker jest nadajnikiem kierunkowym o małej mocy, pracującym na częstotliwości 75 MHz i promieniującym wąską wiązkę energii elektromagnetycznej pionowo w górę. Przelot markera, a tym samym i radiolatarni, jest sygnalizowany w kabinie statku powietrznego optycznie lub akustycznie, np. przez zapalenie się specjalnej lampki lub włączenie dzwonka. Statek powietrzny musi być oczywiście wyposażony w odpowiednie urządzenie odbiorcze.

10.9.6
OKREŚLANIE RADIONAMIARU GEOGRAFICZNEGO RADIOLATARNI *RNGR* I RADIONAMIARU GEOGRAFICZNEGO STATKU POWIETRZNEGO *RNGS*

Kolejność czynności przy określaniu radionamiarów geograficznych zależy od typu wskaźnika radiokompasu.

W przypadku posługiwania się wskaźnikiem *KKR* pilota, w celu określenia *RNGR* (*RNGS*) należy:

— nastroić radiokompas na częstotliwość wybranej radiolatarni i zidentyfikować ją,

— określić czas,

— odczytać ze wskaźnika kątów kursowych średnią wartość *ORK* (*KKR*),

— odczytać ze wskaźnika busoli magnetycznej średnią wartość kursu busoli,

— określić z wykresów poprawek ΔB i ΔR (jeżeli nie jest całkowicie skompensowana) oraz ΔM (z mapy),

— obliczyć *RNGR* według wzoru

$$RNGR = KB + (\pm \Delta B) + (\pm \Delta M) + ORK + (\pm \Delta R),$$

— obliczyć *RNGS* według wzoru

$$RNGS = RNGR \pm 180^\circ$$

Przy posługiwaniu się wskaźnikiem *KKR* nawigatora wartość radionamiaru może być określona bezpośrednio na wskaźniku. W tym celu należy działkę podziałki wskaźnika kątów kursowych, odpowiadającą kursowi geograficznemu zrównać z nieruchomym trójkątnym indeksem. Ostry koniec wskazówki wskaźnika wskaże radionamiar geograficzny radiolatarni, a tępy koniec — wskaże radionamiar geograficzny statku powietrznego (rys. 10.19). Wartość poprawek ΔB, ΔM i ΔR można również uwzględniać mechanicznie przez odpowiedni obrót pokrętła „Kurs", po uprzednim ustawieniu naprzeciw trójkątnego indeksu *KB*.

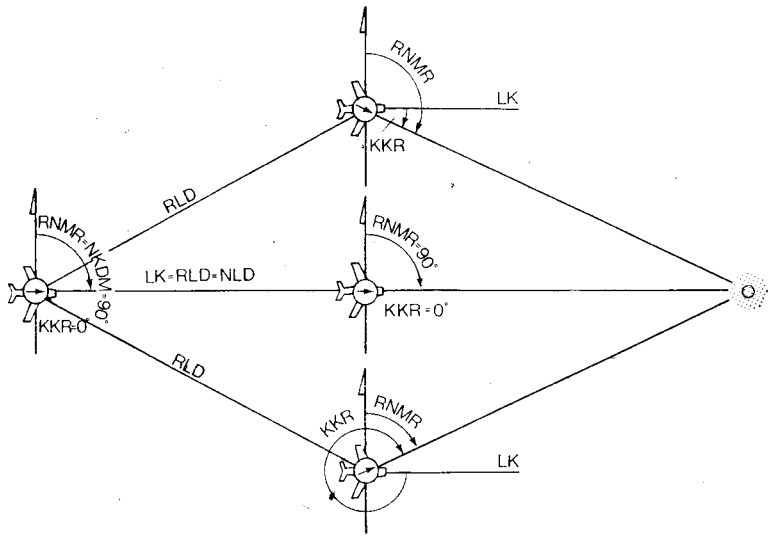
Przy wykorzystywaniu wskaźników połączonych busoli i radiokompasu ostry koniec wskazówki wskaźnika połączonego wskazuje wartość radionamiaru radiolatarni, a koniec tępy — radionamiar statku powietrznego (rys. 10.20).

10.9.7
OKREŚLANIE POŁOŻENIA STATKU POWIETRZNEGO WZGLĘDEM NAKAZANEJ LINII DROGI PODCZAS LOTU DO RADIOLATARNI

Położenie statku powietrznego względem nakazanej linii drogi podczas lotu do radiolatarni ze stałym kursem magnetycznym określa się na podstawie zmian *KKR* lub *RNMR* w odniesieniu do wskazań początkowych odpowiadających zamierzonemu kierunkowi lotu *NKDM* (rys. 10.24).

Jeżeli podczas lotu wskazówka wskaźnika *KKR* lub *RNMR* nie zmienia swego początkowego położenia, to statek powietrzny znajduje się na *NLD*. Odchylenie wskazówki w prawo (o więcej niż 2°) od początkowego wskazania, tj. gdy *KKR* zwiększył się, a *RNMR* stał się większy od *NKDM*, oznacza, że statek powietrzny znajduje się z lewej strony *NLD*.

Jeżeli wskazówka odchyliła się w lewo, tj. *KKR* zmniejszył się,



Rys. 10.24. Określanie położenia statku powietrznego względem NLD podczas lotu do radiolatarni

a *RNMR* stał się mniejszy od *NKDM*, to statek powietrzny znajduje się z prawej strony *NLD*.

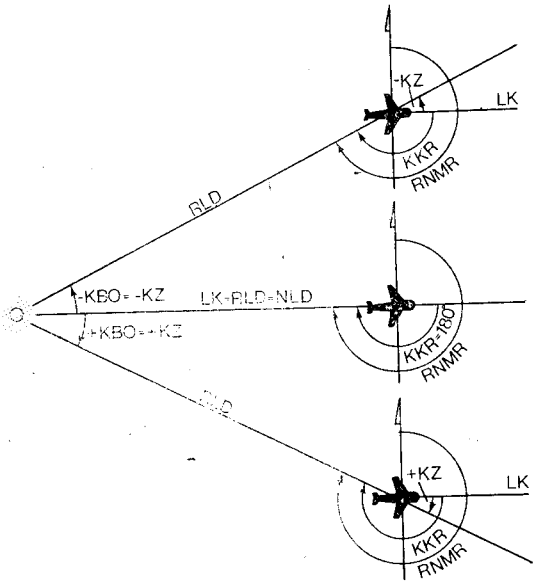
10.9.8

OKREŚLANIE POŁOŻENIA STATKU POWIETRZNEGO WZGLĘDEM NAKAZANEJ LINII DROGI PODCZAS LOTU OD RADIOLATARNI

Położenie statku powietrznego względem nakazanej linii drogi podczas lotu od radiolatarni (rys. 10.25) ze stałym kursem magnetycznym określa się na podstawie zmian *KKR* lub *RNMS* w stosunku do wskazań początkowych.

Jeżeli wskazówka wskaźnika *KKR* lub *RNMS* nie zmienia swego początkowego położenia, to statek powietrzny znajduje się na *NLD*. Odchylenie wskazówki w prawo (o więcej niż 2°) od początkowego wskazania, tj. gdy *KKR* zmniejszył się, a *RNMS* stał się mniejszy niż *NKDM*, oznacza, że statek powietrzny znajduje się z lewej strony *NLD*.

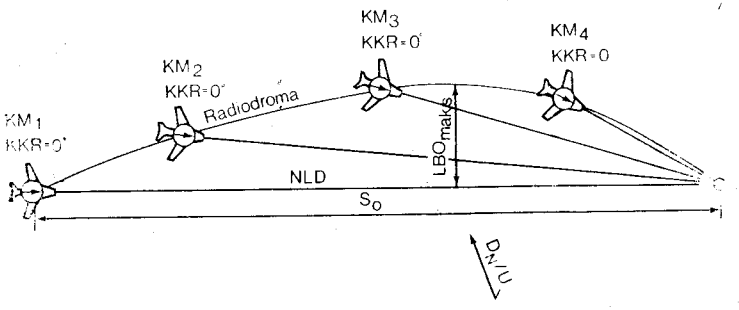
Jeżeli wskazówka odchyliła się w lewo, tj. *KKR* zwiększył się, a *RNMR* stał się większy od *NKDM*, oznacza to, że statek powietrzny znajduje się z prawej strony nakazanej linii drogi.



Rys. 10.25. Określanie położenia statku powietrznego względem NLD podczas lotu od radiolatarni

10.9.9
LOT DO RADIOLATARNI METODĄ BIERNĄ

Lotem do radiolatarni metodą bierną nazywa się taki lot, przy którym pilot utrzymuje stale wskazówkę wskaźnika radiokompasu na wartości $KKR=0°$ (rys. 10.26). W locie metodą bierną podłużna oś statku powietrznego jest zawsze skierowana na radiolatarnię, a $KM=RNMR$.



Rys. 10.26. Lot do radiolatarni metodą bierną

Podczas lotu w ciszy lub w łożu wiatru droga statku powietrznego wykonującego lot do radiolatarni metodą bierną jest ortodromą.

Podczas lotu z wiatrem bocznym droga statku powietrznego jest linią krzywą, zwaną radiodromą. Kształt radiodromy zależy od rzeczywistej prędkości powietrznej oraz od prędkości i kąta wiatru. Im większy stosunek rzeczywistej prędkości powietrznej do prędkości wiatru, tym większe odchylenie radiodromy od ortodromy (od nakazanej linii drogi).

Maksymalne liniowe boczne odchylenie LBO_{maks} występujące w przybliżeniu w 1/3 początkowego oddalenia statku powietrznego od radiolatarni może być obliczone według wzoru:

$$LBO_{maks} = \frac{0{,}37\, S_o}{n}$$

gdzie:

S_o — początkowa odległość statku powietrznego od radiolatarni.

$$n = \frac{V_r}{U}$$

Wartość LBO_{maks}, jak również zwiększenie czasu lotu po radiodromie w stosunku do lotu po prostej, mogą być określone za pomocą specjalnych wykresów, w zależności od n, KW i S_o.

W przypadku dużych prędkości lotu, nawet przy bardzo silnych wiatrach, odchylenia te nie odgrywają istotnej w praktyce roli. Jednak w przypadku statków powietrznych o małych prędkościach odchylenia te mogą przyjmować istotne dla praktyki wartości i powinny być uwzględniane.

Podczas lotu do radiolatarni metodą bierną należy wykonać następujące czynności:

— nastroić radiokompas na radiolatarnię i zidentyfikować radiolatarnię według sygnałów rozpoznawczych,

— dowrotem statku powietrznego ustawić wskazówkę radiokompasu na $KKR = 0°$,

— pilotować statek powietrzny tak, aby wskazówka radiokompasu była stale na $KKR = 0°$; według zmiany kursu można przy tym ocenić kierunek znoszenia; przy lewym znoszeniu kurs zwiększa się, a przy prawym — zmniejsza się,

— określić moment przelotu nad radiolatarnią według obliczonego czasu, zmiany *KKR* o 180° lub według markera.

Dokładny przelot nad radiolatarnią, przy stosowaniu tej metody, nie jest możliwy, ponieważ krzywizna toru lotu w bezpośrednim pobliżu radiolatarni jest tak duża, że przelot taki mógłby być wykonany z niemożliwym do praktycznego zrealizowania w tych warunkach kątem przechylenia.

Lot do radiolatarni metodą bierną stosuje się w celu wyprowadzenia statku powietrznego w rejon lotniska z niedużych odległości. Cechuje go duża prostota wykonania.

Lot tą metodą ma następujące cechy ujemne:

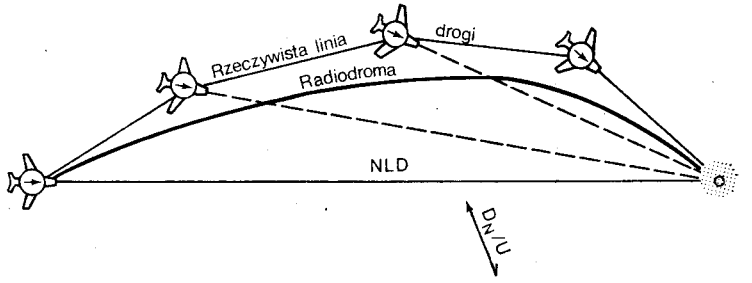
— przy wietrze bocznym lot nie odbywa się po *NLD* — co może doprowadzić do wyjścia poza drogę lotniczą lub zmniejszyć bezpieczeństwo statku powietrznego podczas lotu na małych wysokościach,

— lot po radiodromie nieznacznie zwiększa czas lotu.

10.9.10
LOT DO RADIOLATARNI METODĄ KURSOWĄ

Lotem do radiolatarni metodą kursową nazywa się taki lot, w którym pilot utrzymuje kierunek lotu do radiolatarni według busoli i okresowo poprawia go, przyjmując kąt kursowy radiolatarni równy zeru.

Droga statku powietrznego podczas lotu do radiolatarni metodą kursową jest linią łamaną (rys. 10.27).



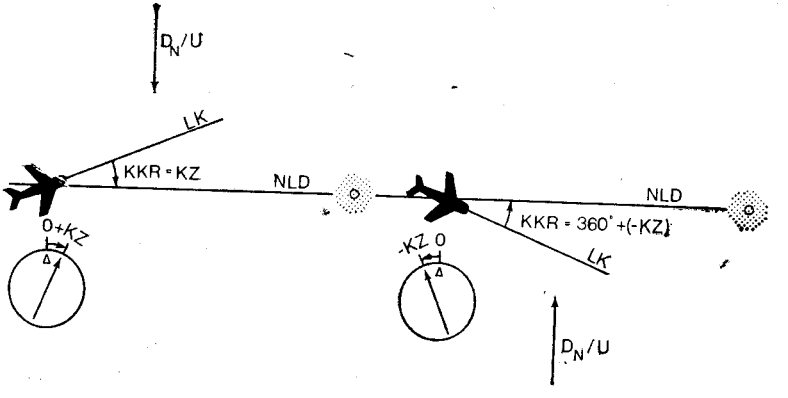
Rys. 10.27. Lot do radiolatarni metodą kursową

Stosowanie metody kursowej, jak i biernej, zwiększa czas lotu i powoduje boczne odchylenie statku powietrznego od nakazanej linii drogi.

Podczas lotu do radiolatarni metodą kursową należy wykonać następujące czynności w podanej kolejności:
— nastroić radiokompas na radiolatarnię i zidentyfikować ją,
— dowrotem statku powietrznego ustawić wskazówkę radiokompasu na $KKR=0°$,
— odczytać kurs przy $KKR=0°$ i utrzymywać go według busoli magnetycznej,
— po 4—5 min dowrotem statku ustawić wskazówkę radiokompasu na $KKR=0°$, odczytać nowy kurs i utrzymywać go według busoli,
— po kolejnych 4—5 min lotu dowrotem statku powietrznego ponownie ustawić wskazówkę radiokompasu na $KKR=0°$, odczytać nowy kurs i kontynuować lot z tym kursem; co 4—5 min powtarzać te czynności,
— 30—50 km przed radiolatarnią przejść na metodę bierną.

10.9.11
LOT DO RADIOLATARNI METODĄ CZYNNĄ

Lotem do radiolatarni metodą czynną nazywa się taki lot, w którym uwzględnia się wpływ wiatru bocznego na statek powietrzny, dzięki temu, że pilot utrzymuje wskazówkę radiokompasu na podziałce wskaźnika odpowiadającej $KKR=360°+(\pm KZ)$. Podczas lotu metodą czynną podłużna oś statku powietrznego nie jest skierowana na radiolatarnię, lecz odchylona od tego kierunku o kąt znoszenia (rys. 10.28).



Rys. 10.28. Lot do radiolatarni metodą czynną

Kąt znoszenia może być obliczony na podstawie posiadanych danych o wietrze, zmierzony w powietrzu albo dobrany podczas lotu do radiolatarni metodą poprawek połówkowych.

W celu dobrania kąta znoszenia metodą poprawek połówkowych należy:

— skierować statek powietrzny według wskaźnika radiokompasu na $KKR_1=0°$ i odczytać KM_1,

— utrzymywać za pomocą busoli magnetycznej KM_1 i obserwować zmianę kąta kursowego radiolatarni,

— jeżeli KKR zmienia się, określić na tej podstawie kierunek znoszenia i zakładając kąt znoszenia KZ_1 równy 8°—10°, skierować statek powietrzny według radiokompasu na $KKR_2=360°+(+KZ_1)$, a następnie odczytać przy tym kącie kursowym KM_2,

— utrzymując KM_2 obserwować zmianę KKR; jeżeli KKR zmienia się nadal, należy wprowadzić do założonego kąta znoszenia poprawkę, równą połowie uprzednio przyjętej poprawki, tj. zmienić kąt znoszenia o 4°—5°, stosownie do kierunku zmian KKR,

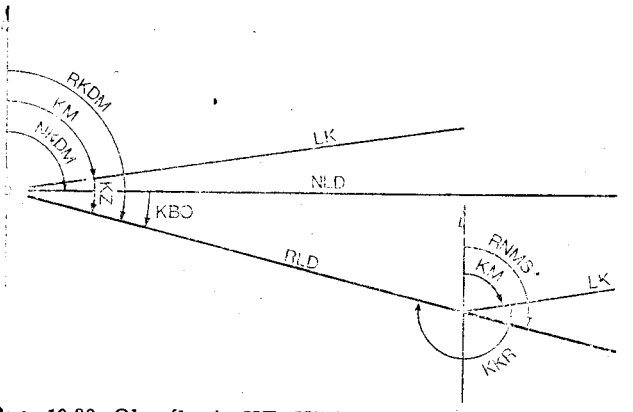
— skierować statek powietrzny według radiokompasu na $KKR_3=360°+(\pm KZ_2)$ i odczytać KM_3; jeżeli kąt kursowy przy utrzymywaniu kursu będzie się jeszcze zmieniał, wprowadzić do kąta znoszenia poprawkę 2°—3° itd.

Zwykle po drugiej poprawce kąt znoszenia udaje się dobrać i lot na radiolatarnię wykonuje się ze stałym kursem.

Lot metodą czynną stosuje się w razie konieczności dokładnego wykonania lotu po nakazanej linii drogi (drodze lotniczej), co jest szczególnie ważne na długich odcinkach trasy, a także w końcowym podejściu do lądowania.

10.9.12
LOT OD RADIOLATARNI

Istota tego sposobu polega na tym, że pilot wykonując lot od radiolatarni z kursem obliczonym, uwzględniającym KZ, lub z kursem równym $NKDM$, namierza się okresowo na radiolatarnię, porównuje $RNMS$ z $NKDM$, określa kierunek odchylenia od NLD oraz wartość KBO lub KZ (rys. 10.29), a następnie wyprowadza statek powietrzny na NLD i leci po niej z kursem obliczonym uwzględniającym wpływ wiatru bocznego.



Rys. 10.29. Określanie KZ, KBO i RKDM podczas lotu od radiolatarni

W locie takim należy wykonać następujące czynności w podanej kolejności:

— skierować statek powietrzny dokładnie na radiolatarnię z kursem obliczonym dla lotu po *NLD*,

— określić czas przelotu nad radiolatarnią i kontynuować lot, utrzymując dokładnie ustalone nawigacyjne elementy lotu (kurs, wysokość, prędkość),

— po 4—5 min określić za pomocą ARK radionamiar statku powietrznego; rzeczywisty kąt drogi podczas lotu od radiolatarni równy jest radionamiarowi statku powietrznego (geograficznemu, magnetycznemu),

— znając *NKDM* i $KM_{śr}$ statku powietrznego, można obliczyć kątowe boczne odchylenie *KBO* od *NLD* i kąt znoszenia *KZ* (ze znakiem dodatnim lub ujemnym) według wzorów:

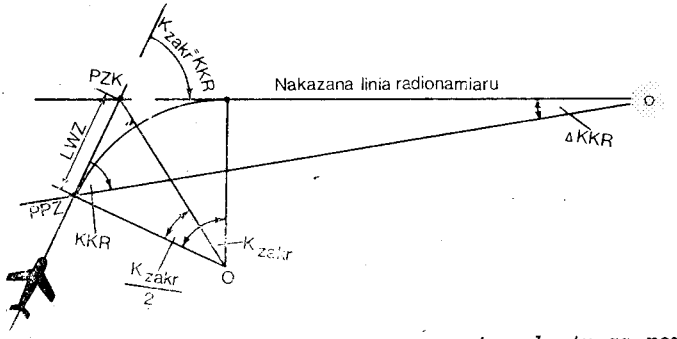
$$KBO = RNMS - NKDM$$

$$KZ = RNMS - KM_{śr}$$

Jeśli lot od radiolatarni jest wykonywany z kursem równym nakazanemu kątowi drogi, to kątowe boczne odchylenie statku powietrznego równa się kątowi znoszenia i oblicza się je według wzoru:

$$KBO = KZ = KKR \pm 180^\circ$$

Punkt początku zakrętu *PPZ* określa się według liniowego wyprzedzenia zakrętu *LWZ* lub według kątowego wyprzedzenia zakrętu, $KWZ=\Delta KKR$ (rys. 10.32).



Rys. 10.32. Określanie momentu rozpoczęcia zakrętu za pomocą radiokompasu dla wyjścia na nakazaną linię radionamiaru

$$LWZ=R\cdot \operatorname{tg}\frac{K_{zakr}}{2}$$

$$KWZ=\Delta KKR=60\cdot\frac{R}{S}\,(1-\cos K_{zakr})$$

Przykład

Obliczyć *LWZ* i ΔKKR.

Dane: $R=5000$ m; $K_{zakr}=80°$; $S=40$ km.

Rozwiązanie

$$LWZ=R\cdot \operatorname{tg}\frac{K_{zakr}}{2}$$

$$LWZ=5000\cdot \operatorname{tg}\frac{80°}{2}=4195 \text{ m}$$

$$KWZ=\Delta KKR=60\cdot\frac{R}{S}\,(1-\cos K_{zakr})$$

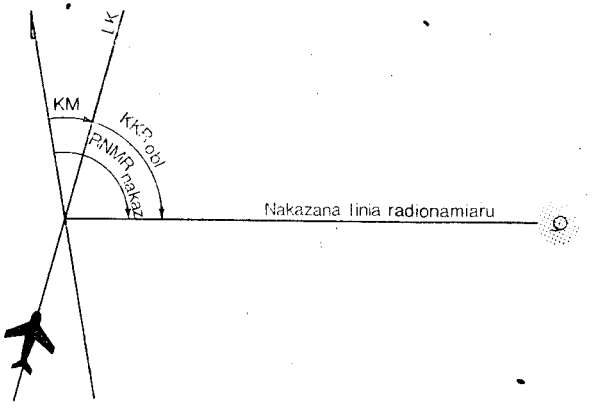
$$KWZ=\Delta KKR=60\cdot\frac{5000}{40\,000}\,(1-\cos 80°)\approx 6°$$

Punkt początku zakrętu *PPZ* można również określić na mapie, wykreślając promieniem zakrętu łuk w taki sposób, aby był on styczny do linii kursu (linii drogi) i nakazanej linii radionamiaru (rys. 10.32).

KKR początku zakrętu można zmierzyć na mapie między linią kursu wychodzącą z punktu *PPZ* i linią łączącą ten punkt z radiolatarnią.

Kolejność czynności przy wyjściu na nakazaną linię radionamiaru jest następująca. Wykonując lot w kierunku *NLD* (nakazanej linii radionamiaru) ze stałym kursem, należy obserwować zmianę *KKR*. W momencie wskazania przez radiokompas *KKR* początku zakrętu należy wykonać zakręt z obliczonym kątem przechylenia. Utrzymanie jednakowej prędkości kątowej zmian kursu i kąta kursowego radiolatarni powinno zapewnić wyprowadzenie statku powietrznego na *NLD* z obliczonym kursem.

Określenie momentu przelotu nakazanej linii radionamiaru według obliczonego *KKR* przedstawiono na rysunku 10.33.



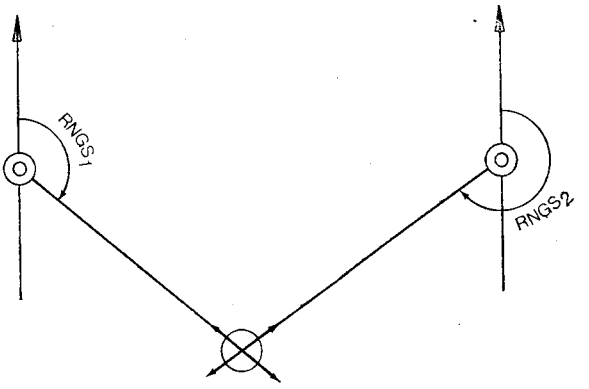
Rys. 10.33. Określanie momentu przelotu nakazanej linii radionamiaru według obliczonego KKR

10.9.15

USTALANIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO RADIONAMIERZANIEM DWÓCH RADIOLATARNI

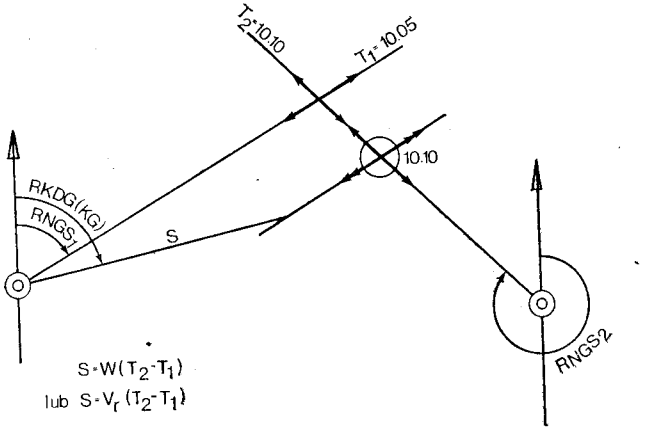
Punkt przecięcia na mapie dwóch linii pozycyjnych uzyskanych w tym samym czasie przez namierzanie dwóch radiolatarni wskazuje pozycję statku powietrznego (rys. 10.34).

Jeżeli linie pozycyjne nie zostały określone w tym samym czasie, to w celu uzyskania większej dokładności w ustaleniu pozycji statku należy te linie sprowadzić do jednego czasu.



Rys. 10.34. Ustalanie pozycji statku powietrznego radionamierzaniem dwóch radiolatarni

Sprowadzenie linii pozycyjnych do jednego czasu można dokonać w następujący sposób rys. 10.35):

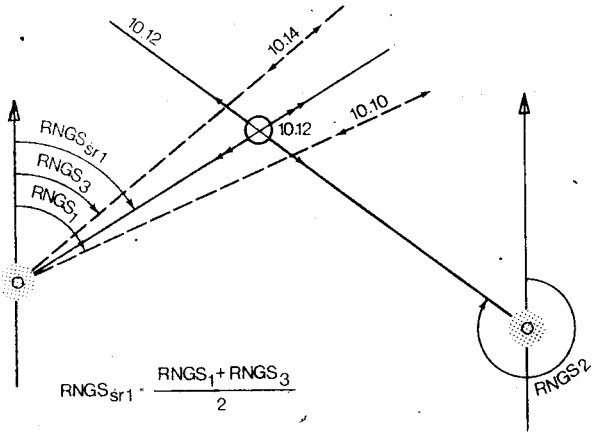


Rys. 10.35. Sprowadzanie do jednakowego czasu linii pozycyjnych przy ustalaniu PS radionamierzaniem dwóch radiolatarni

— namierzyć się na pierwszą radiolatarnię i zapisać czas T_1,
— namierzyć się na drugą radiolatarnię i zapisać czas T_2,
— wykreślić na mapie linie $RNGS_1$ i $RNGS_2$ (jeżeli nie dysponuje się przygotowaną mapą z liniami równych radionamiarów),

— wykreślić z dowolnego punktu pierwszej linii pozycyjnej, zgodnie z linią kursu lub linią drogi, odcinek S równy odpowiednio: $S=V_r \cdot (T_2-T_1)$ lub $S=W \cdot (T_2-T_1)$,
— wykreślić przez koniec odcinka S linię równoległą do pierwszej linii pozycyjnej,
— ustalić na mapie PS, sprowadzoną do czasu T_2, w punkcie przecięcia przeniesionej równolegle pierwszej linii pozycyjnej z drugą linią pozycyjną.

Pozycję statku powietrznego można również ustalić za pomocą dwóch radionamiarów od jednej radiolatarni i jednego radionamiaru drugiej radiolatarni. W tym celu należy (rys. 10.36):



Rys. 10.36. Ustalenie PS według dwóch radionamiarów od jednej ***radiolatarni i jednego radionamiaru drugiej radiolatarni***

— namierzyć się na pierwszą radiolatarnię i zapisać czas,
— namierzyć się na drugą radiolatarnię i zapisać czas,
— po upływie czasu, równego odstępowi czasu między namierzaniem pierwszej i drugiej radiolatarni, powtórnie namierzyć pierwszą radiolatarnię,
— połowa sumy dwóch namiarów pierwszej radiolatarni będzie równa jej średniemu namiarowi w chwili namierzania drugiej radiolatarni,
— wykreślić (jeżeli nie ma przygotowanej mapy z liniami równych radionamiarów) na mapie linię $RNGS_{śr1}$ od pierwszej radio-

latarni i linię $RNGS_2$ od drugiej radiolatarni jako linie proste, uwzględniając, jeżeli jest to konieczne, poprawkę na zbieżność południków lub poprawkę loksodromiczną; przecięcie tych linii będzie pozycją statku powietrznego w chwili namierzania drugiej radiolatarni.

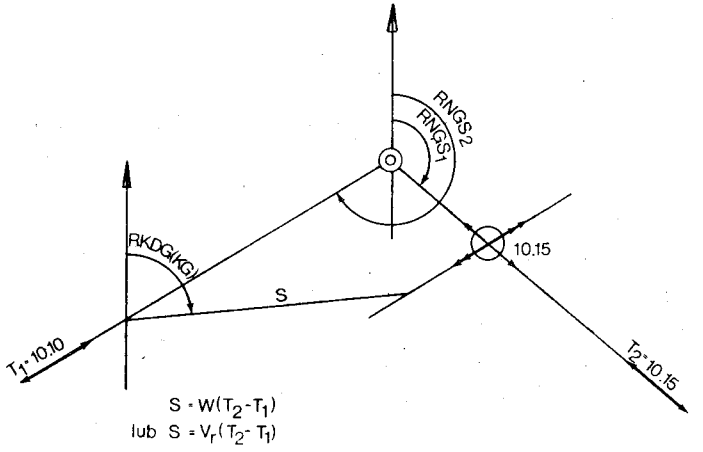
We wszystkich przypadkach, w celu zmniejszenia błędu wynikającego z niejednoczesnego określania radionamiarów, należy najpierw namierzać tę radiolatarnię, której namiar zmienia się powoli, tj. radiolatarnię, której kąt kursowy jest bliższy 0° lub 180°.

W celu osiągnięcia nawiększej dokładności ustalania pozycji statku powietrznego należy wybierać do namierzania radiolatarnie bliskie, przy czym kąt przecięcia linii pozycyjnych od tych radiolatarni powinien być zawarty w zakresie 30°—150°.

10.9.16

USTALANIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO DWUKROTNYM RADIONAMIERZANIEM JEDNEJ RADIOLATARNI

W celu ustalenia pozycji statku według jednej radiolatarni bocznej należy określić, przy utrzymywaniu stałego kursu, dwa radionamiary geograficzne statku powietrznego, różniące się jeden od drugiego nie mniej niż o 20°—30° i wykreślić na mapie (rys. 10.37). Im bliżej linii drogi znajduje się radiolatarnia i im



Rys. 10.37. Ustalanie pozycji statku powietrznego dwukrotnym radionamierzaniem jednej radiolatarni

większa jest jej moc, tym dokładniej można ustalić *PS*.
Kolejność czynności:
— nastroić radiokompas na wybraną radiolatarnię, określić KKR_1, zapisać czas i kurs,
— po pewnym czasie (po zmianie *KKR* o więcej niż 20°—30°) zmierzyć KKR_2, zapisać czas i kurs,
— obliczyć radionamiary geograficzne statku powietrznego,
— wykreślić na mapie linie $RNGS_1$ i $RNGS_2$ od namierzonej radiolatarni,
— z dowolnego punktu pierwszej linii radionamiaru wykreślić zgodnie z linią kursu (linią drogi) odległość, przebytą w czasie między pierwszym i drugim namierzaniem: $S=V_r(T_2-T_1)$ lub $S=W(T_2-T_1)$,
— przez koniec odłożonego odcinka przeprowadzić linię prostą, równoległą do pierwszej linii radionamiaru; punkt przecięcia się jej z drugą linią radionamiaru będzie pozycją statku dla czasu drugiego namierzania.

W celu dokładniejszego określenia *PS* tym sposobem należy przebytą odległość między pierwszym i drugim namierzaniem obliczać według prędkości podróżnej i wykreślać ją w kierunku zgodnym z *RKDG*.

10.9.17
USTALANIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO NA MAPIE Z NANIESIONYMI LINIAMI RÓWNYCH RADIONAMIARÓW

Do określania *PS* wskazane jest wykorzystywanie uprzednio przygotowanych map z naniesionymi liniami równych radionamiarów. W tym celu zaznacza się na mapie położenie dwóch — trzech radiolatarni, od których wykreśla się linie równych radionamiarów co 5°—10° i odpowiednio oznacza wartości kątowe radionamiarów geograficznych radiolatarni (rys. 10.16).
Kolejność czynności:
— nastroić ARK na częstotliwość pierwszej radiolatarni i odczytać KKR_1, następnie nastroić automatyczny radiokompas na częstotliwość drugiej radiolatarni i odczytać KKR_2; w czasie namierzania radiolatarni należy dokładnie utrzymywać kurs,
— określić radionamiary geograficzne radiolatarni $RNGR_1$ i $RNGR_2$,

— odszukać na mapie linie równych radionamiarów odpowiadających $RNGR_1$ i $RNGR_2$; w razie potrzeby stosować interpolację,

— przecięcie się linii równych radionamiarów jest szukaną pozycją statku.

10.9.18

WYPROWADZENIE STATKU POWIETRZNEGO NA KIERUNEK LĄDOWANIA

Zakręt na kierunek lądowania należy wykonywać tak, aby w chwili wyjścia z zakrętu wskazówka radiokompasu i wskazówka busoli magnetycznej jednocześnie wskazywały odpowiednio $KKR=0°$ i kurs lądowania. W tym celu na 30° przed wyjściem z zakrętu na kurs lądowania należy porównywać szybkość zmian wskazań radiokompasu i busoli magnetycznej. Jeżeli wskazania radiokompasu szybciej zdążają do zera niż wskazania busoli magnetycznej do kursu lądowania, to należy przechylenie zmniejszyć, a jeżeli wolniej — zwiększyć.

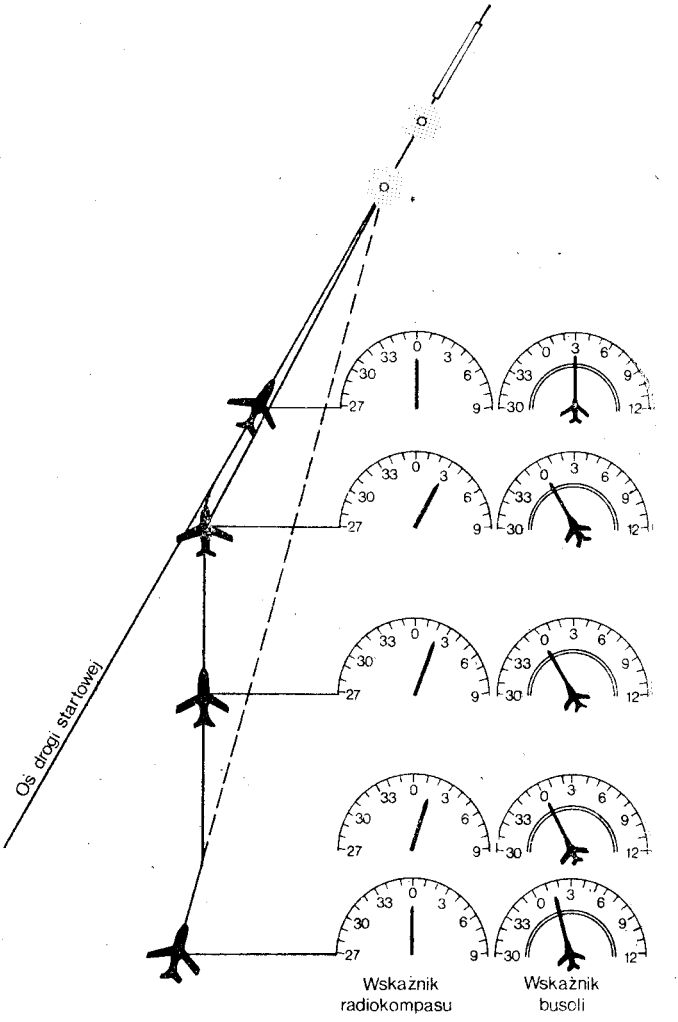
Jeżeli po wykonaniu zakrętu ($KKR=0°$) busola magnetyczna wskazuje kurs większy od kursu lądowania, to statek powietrzny znajduje się z lewej strony płaszczyzny kursu lądowania, a jeżeli kurs mniejszy — z prawej strony.

Jeżeli wyjście z zakrętu na kierunek lądowania jest wykonane niedokładnie (przy $KKR=0°$, $KM \neq KM_{ląd}$), to należy błąd poprawić. W tym celu przy $KKR=0°$ obliczyć różnicę między odczytanym kursem magnetycznym i kierunkiem lądowania i wykonać dowrót w stronę osi drogi startowej o wartość błędu w kursie (rys. 10.38).

Po dowrocie należy utrzymywać poprawiony kurs według wskazań busoli tak długo, aż wskazówka radiokompasu odchyli się od 0° do 2°—3° mniej niż podwojony błąd w kursie, po czym skierować ostatecznie statek powietrzny na kurs lądowania tak, aby wskazówka radiokompasu wskazywała 0°, przy tym busola powinna wskazać kurs lądowania.

Przykład

Poprawić kurs w celu wyprowadzenia statku powietrznego w płaszczyznę kierunku lądowania.



Rys. 10.38. Wyprowadzenie statku powietrznego na kierunek lądowania

Dane: kierunek lądowania 280°, po zakończeniu zakrętu na kierunek lądowania, przy $KKR=0°$, busola wskazywała 290°.

Rozwiązanie

1) Statek powietrzny znajduje się z lewej strony płaszczyzny lądowania:

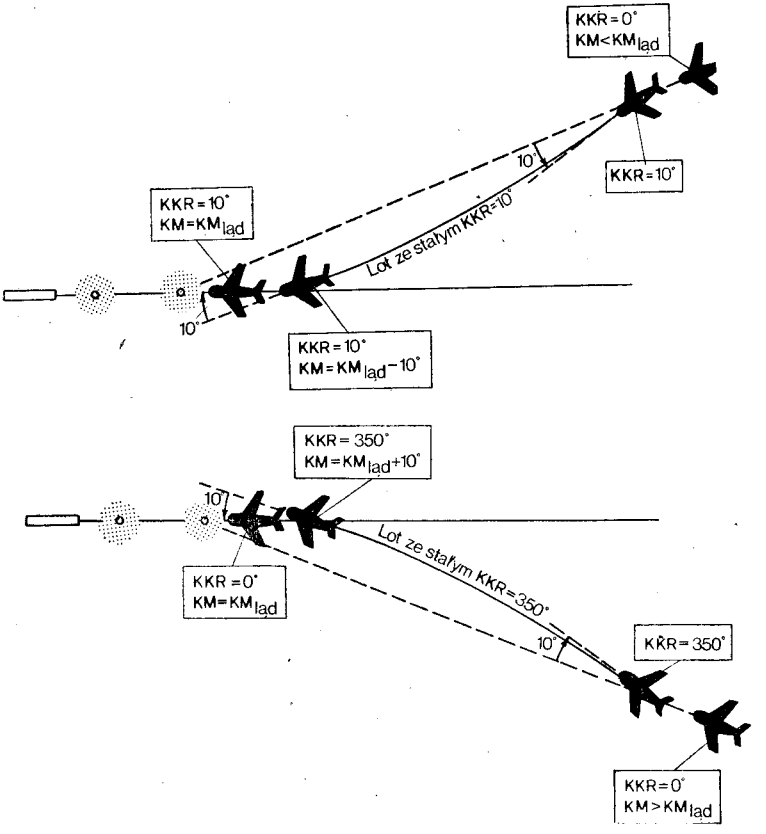
$$\Delta\alpha=280°-290°=-10°$$

2) Należy wykonać dowrót w kierunku płaszczyzny kierunku lądowania

o kąt 10°, na kurs 300°; *KKR* będzie wówczas wynosił 350°; wykonywać lot ze stałym kursem 300°;

3) Ponieważ radiolatarnia znajduje się z lewej strony osi podłużnej statku powietrznego, *KKR* w czasie lotu ze stałym kursem będzie się zmniejszał i w chwili przecinania przez statek płaszczyzny kierunku lądowania powinien wynosić 340°. Ostateczny dowrót w celu wyjścia w płaszczyznę kierunku lądowania należy w związku z tym rozpocząć przy *KKR*=342°—343°.

Znacznie prościej można poprawić błąd wyprowadzenia statku powietrznego w płaszczyznę kierunku lądowania przez dowrót statku w kierunku tej płaszczyzny o stały kąt, równy 10° (rys. 10.39). Sposób ten opiera się na założeniu, że kąt znoszenia



Rys. 10.39. Wyprowadzenie statku powietrznego w płaszczyznę kierunku lądowania dowrotem o stały kąt 10°

na kierunku lądowania nie przekracza 10°. Przy tym sposobie pilot stwierdza przy $KKR=0°$ kierunek odchylenia statku od płaszczyzny kierunku lądowania, po czym dowraca statek w kierunku tej płaszczyzny na $KKR=350°$ przy odchyleniu w lewo lub 10° przy odchyleniu w prawo, a następnie kontynuuje lot do radiolatarni za pomocą *ARK* utrzymując stały $KKR=350°$ (10°). W czasie lotu do radiolatarni ze stałym *KKR*, kurs statku powietrznego będzie się stopniowo zbliżał do kierunku lądowania. Kiedy *KS* będzie się różnił od *KL* o $\pm 10°$, należy wykonać ostateczny dowrót statku na $KKR=0°$ i $KM=KM_{ląd.}$ Dalszy lot wykonuje się za pomocą busoli magnetycznej, uwzględniając, jeżeli jest to potrzebne, kąt znoszenia.

Jeżeli podejście do lądowania odbywa się z wiatrem bocznym, to należy uwzględnić kąt znoszenia. W tym celu należy utrzymywać wskazówkę radiokompasu z prawej strony od 0° przy prawym znoszeniu lub z lewej strony od 0° przy lewym znoszeniu, na wartości kąta znoszenia. W pierwszym przypadku busola powinna wskazywać kurs mniejszy od kierunku lądowania o wartość kąta znoszenia, w drugim — większy.

10.10

WYKORZYSTANIE DO CELÓW NAWIGACJI KĄTOWEGO SYSTEMU RADIOTECHNICZNEGO SKŁADAJĄCEGO SIĘ Z RNK I POKŁADOWEJ RADIOSTACJI KORESPONDENCYJNEJ

10.10.1
WIADOMOŚCI OGÓLNE

Radionamiernik naziemny jest radiotechnicznym urządzeniem odbiorczym działania kierunkowego, umożliwiającym określanie kierunku na pracującą radiostację korespondencyjną statku powietrznego. Kierunkowość działania i większą niż w przypadku radiokompasu dokładność radionamierzania uzyskuje się dzięki zastosowaniu specjalnych konstrukcji antenowych (anten Adcocka, anten przełączalnych itp.).

Radionamiernik naziemny wspólnie z pokładową radiostacją korespondencyjną tworzą kątowy system radiotechniczny.

Radionamiernik naziemny związany jest z kanałem radiołączności, przez który informacja o namiarze może być przekazana na

statek powietrzny. Tego rodzaju łącze radiokomunikacyjne wykorzystuje się przeważnie do przekazywania informacji fonią.
Powszechnie sądzono, że automatyzacja procesu przekazywania na pokład statku powietrznego bieżącej informacji o namiarze spowoduje znaczny wzrost wykorzystania radionamierników naziemnych. Jednak takie automatyczne łącza są używane tylko w bardzo ograniczonym zakresie i nie istnieją światowe przepisy normujące ich wykorzystanie.
W pierwszych typach radionamierników naziemnych określanie kierunku odbywało się „na słuch" — według minimum siły odbioru sygnału nadajnika pokładowego, które osiągano przez ręczny obrót anteny ramowej lub cewki goniometrycznej przy nieruchomym systemie antenowym.
W przypadku lotniczych radionamierników naziemnych szczególnie istotne jest wymaganie, aby wskazania namiaru były natychmiastowe. Jest to aktualnie prawie powszechnie osiągane przez zastosowanie w charakterze wskaźnika lampy oscyloskopowej. W tym też celu stosuje się również ruchomą cewkę goniometryczną, która zamiast ręcznego obracania do osiągnięcia sygnału zerowego odbioru, jest napędzana w sposób ciągły małym silnikiem elektrycznym. Sygnał wyjściowy goniometru po wzmocnieniu w odbiorniku może być zobrazowany na ekranie lampy oscyloskopowej, której kołowa podstawa czasu jest w fazie z ruchem obrotowym goniometru. Natężenie sygnału może być zobrazowane przez różne typy wybierania promieniowego, z modulacją lub bez modulacji jasności.
Radionamierzanie za pomocą radionamierników naziemnych (radionamierzanie obce) stanowi najwcześniejsze wykorzystanie radia do celów nawigacyjnych; będzie ono spełniać nadal pożyteczną funkcję, zwłaszcza tam, gdzie będzie brakowało jeszcze bardziej wyspecjalizowanych pomocy nawigacyjnych.
Zasięg i dokładność określania radionamiaru za pomocą radionamierników naziemnych zależy od ich konstrukcji, częstotliwości i mocy pokładowych stacji korespondencyjnych oraz wysokości lotu i warunków propagacji fal radiowych (tabl. 10.1).
Zasięg działania ultrakrótkofalowego radionamiernika naziemnego jest ograniczony do zasięgu bezpośredniej widoczności, który

Tablica 10.1

Orientacyjny zasięg możliwości wykorzystania radionamiernika naziemnego UKF w zależności od wysokości lotu

Wysokość [m]	Zasięg [km]
100— 200	25— 40
300— 500	50— 70
1 000— 2 000	100—150
3 000— 5 000	150—180
8 000—10 000	~ 300

zależnie od wysokości anteny radionamiernika i wysokości lotu wyrazić można wzorem:

$$D = 3{,}86 \cdot (\sqrt{H} + \sqrt{h})$$

gdzie:

D — zasięg działania, w km,

H — wysokość lotu, w m,

h — wysokość anteny radionamiernika, w m.

Anteny radionamierników naziemnych są zorientowane według południka magnetycznego i dlatego na pokład statku powietrznego podawane są radionamiary magnetyczne.

Cechą dodatnią radionamierników naziemnych, w porównaniu z radiokompasami, jest ich większa dokładność i niezależność radionamierzania od efektu nocnego.

Cechą ujemną jest ograniczona przepustowość systemu „radionamiernik naziemny — pokładowa radiostacja korespondencyjna".

Przepustowość tę obliczyć można według wzoru:

$$N = \frac{(1-P) \cdot t}{\Delta t \cdot P}$$

N — liczba obsługiwanych statków powietrznych,

P — prawdopodobieństwo obsłużenia,

Δt — czas radionamierzania i przekazania radionamiaru na pokład statku,

t — okres żądań radionamiarów przez poszczególne załogi statków.

Przykład

Obliczyć przepustowość automatycznego radionamiernika naziemnego.

Dane: $P=0{,}8$; $\Delta t=10$ s; $t=4$ min.

Rozwiązanie

$$N=\frac{(1-P)\cdot t}{\Delta t\cdot P}$$

$$N=\frac{(1-0{,}8)\cdot 4\cdot 60}{10\cdot 0{,}8}=6 \text{ statków powietrznych}$$

W przypadku nieuporządkowanych żądań radionamiarów przez załogi statków powietrznych, przepustowość radionamierników naziemnych jest stosunkowo niewysoka. Można ją istotnie zwiększyć poprzez odpowiednią organizację wykorzystania radionamierników.

Radionamiary podawane przez radionamierniki naziemne mogą być wykorzystane przez załogę statku powietrznego:

— podczas wykonywania lotu do radionamiernika,

— do określania przelotu nad radionamiernikiem lub przelotu jego trawersu,

— do kontroli drogi według kierunku podczas lotu do i od radionamiernika,

— do kontroli drogi według odległości,

— do ustalania *PS*,

— podczas podejścia do lądowania w trudnych warunkach meteorologicznych (środek awaryjny).

Ponadto radionamierniki naziemne mogą być wykorzystywane przez organy kierowania ruchem lotniczym do:

— ustalania pozycji statku powietrznego, według radionamiarów wykonanych przez 2—3 radionamierniki,

— identyfikacji statku powietrznego, według radionamiaru i echa statku powietrznego, na ekranie radiolokatora,

— kontroli lotu statku powietrznego według kierunku i odległości.

W celu wykorzystywania radionamierników naziemnych załoga powinna znać następujące dane: położenie geograficzne radionamiernika, częstotliwość (kanał) łączności, sygnał rozpoznaw-

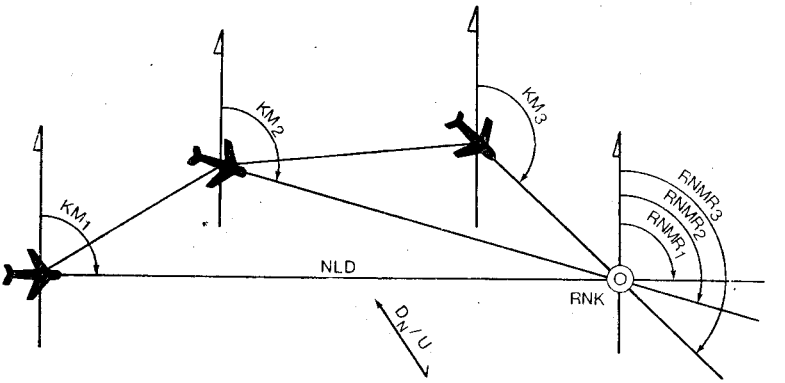
czy, czas pracy, zasięg z pokładową radiostacją korespondencyjną.

Ponadto załoga powinna znać ustalone procedury korespondencji z operatorem radionamiernika naziemnego.

10.10.2
LOT DO RADIONAMIERNIKA METODĄ KURSOWĄ

Lot do radionamiernika metodą kursową polega na tym, że załoga statku powietrznego zapytuje okresowo o radionamiary operatora radionamiernika naziemnego i zmienia kurs magnetyczny lotu odpowiednio do otrzymywanych kolejno radionamiarów *RNMR* (QDM).

W locie z wiatrem bocznym radionamiary zmieniają się i statek powietrzny porusza się (przy tej metodzie) po linii łamanej (rys. 10.40).



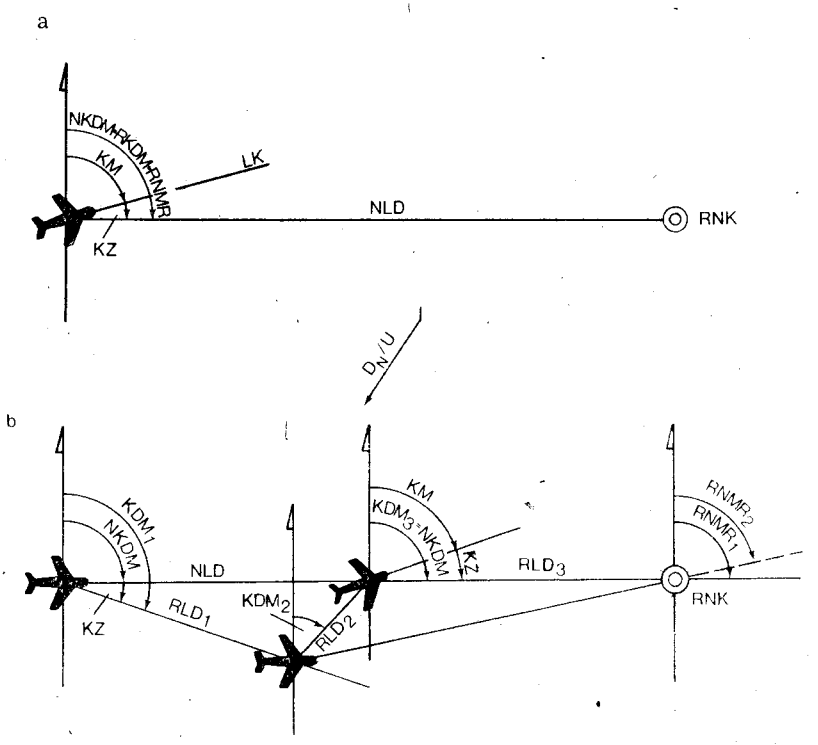
Rys. 10.40. Lot do radionamiernika metodą kursową

Częstotliwość żądania radionamiarów zależy od odległości między statkiem powietrznym a radionamiernikiem. Przy znacznych oddaleniach o radionamiary należy zapytywać co 5—10 min, a w czasie podchodzenia do radionamiernika — co 1—2 min.

Lot do radionamiernika metodą kursową jest podobny do lotu metodą kursową do radiolatarni za pomocą *ARK*.

10.10.3
LOT DO RADIONAMIERNIKA METODĄ CZYNNĄ

Lot do radionamiernika metodą czynną stosuje się w razie konieczności wykonania lotu dokładnie po nakazanej linii drogi. Podczas lotu tą metodą radionamiar magnetyczny radionamiernika powinien być stale równy nakazanemu magnetycznemu kątowi drogi (rys. 10.41*a*, *b*). W tym celu załoga powinna określić *KZ* i uwzględnić go przy obliczaniu kursu dla lotu po nakazanej linii drogi:



Rys. 10.41. Lot do radionamiernika metodą czynną

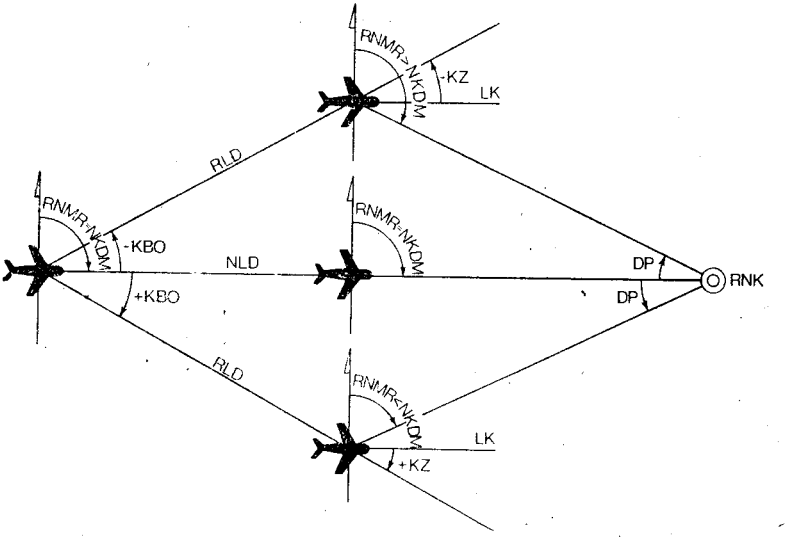
$$NKDM=RNMR=KM+(\pm KZ)$$

Jeżeli kąt znoszenia nie jest znany, kurs lotu może być dobrany na podstawie zmian radionamiarów, sposobem poprawek połówkowych. Kierunek znoszenia określa się przy tym według następującej zasady:

— radionamiary zwiększają się — znoszenie w lewo,
— radionamiary zmniejszają się — znoszenie w prawo.

10.10.4
KONTROLA DROGI WEDŁUG KIERUNKU PODCZAS LOTU DO RADIONAMIERNIKA

Kontrolę drogi według kierunku podczas lotu do radionamiernika prowadzi się porównując otrzymany *RNMR* (QDM) z *NKDM*. Jeżeli *RNMR* (QDM) równa się *NKDM*, statek powietrzny znajduje się na *NLD*,
— *RNMR* (QDM) jest mniejszy od *NKDM*, statek powietrzny znajduje się z prawej strony *NLD* (rys. 10.42),

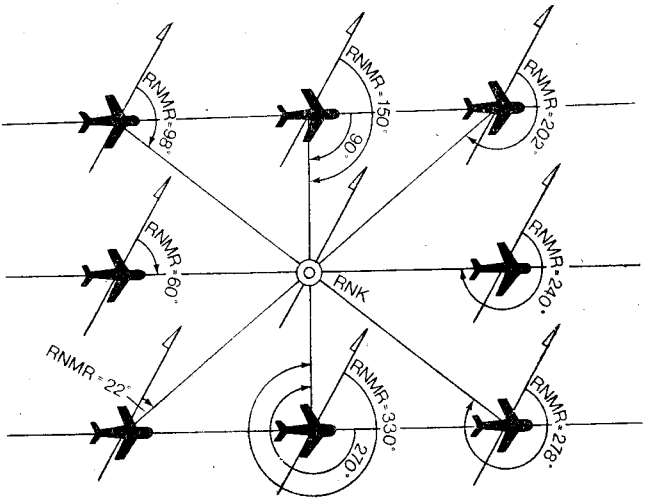


Rys. 10.42. Kontrola drogi według kierunku podczas lotu do radionamiernika

— *RNMR* (QDM) jest większy od *NKDM*, statek powietrzny znajduje się z lewej strony *NLD*.

10.10.5
OKREŚLANIE PRZELOTU NAD RADIONAMIERNIKIEM

Przelot nad radionamiernikiem określa się według zmiany kolejnego radionamiaru o 180° lub na podstawie informacji operatora radionamiernika o przelocie (rys. 10.43).



Rys. 10.43. Określanie przelotu nad radionamiernikiem lub przelotu jego trawersu

Zwykle statek powietrzny nie przelatuje dokładnie nad radionamiernikiem, ale nieco z boku. W tym przypadku za moment przelotu radionamiernika przyjmuje się moment przelotu jego trawersu.

Radionamiar radionamiernika *RNMR* w momencie przelotu jego trawersu wynosi:

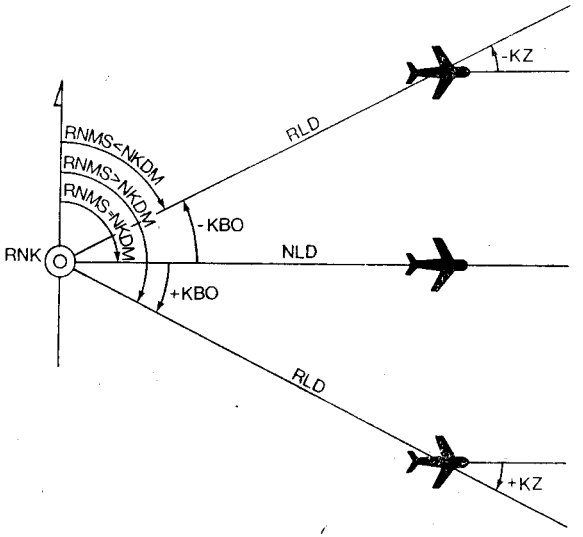
— *RKDM* $+90°$, gdy radionamiernik znajduje się z prawej strony osi podłużnej statku powietrznego,

— *RKDM* $-90°$, gdy radionamiernik znajduje się z lewej strony osi podłużnej statku.

Podczas przelotu trawersu radionamiernika z lewej strony radionamiary radionamiernika szybko zwiększają się, a podczas przelotu z prawej strony radionamiary szybko zmniejszają się.

10.10.6
KONTROLA DROGI WEDŁUG KIERUNKU PODCZAS LOTU OD RADIONAMIERNIKA

Kontrolę drogi według kierunku podczas lotu od radionamiernika stosuje się w przypadku, gdy radionamiernik znajduje się w wyjściowym punkcie trasy, w punkcie zmiany kierunku lotu lub w innym punkcie nakazanej linii drogi (rys. 10.44), zakłada się przy tym, że *RNMS* (QDR)=*RKDM*.



Rys. 10.44. Kontrola drogi według kierunku podczas lotu od radionamiernika

W celu określenia *RKDM*, *KZ* lub *KBO* załoga powinna wyprowadzić statek powietrzny na radionamiernik i wykonywać lot od radionamiernika z kursem magnetycznym równym *NKDM* lub uwzględniającym *KZ*.

Podczas lotu od radionamiernika załoga zapytuje o *RNMS* (QDR) i porównuje otrzymaną wartość z *KM* lub *NKDM*. W wyniku tego porównania określa się *KZ* lub *KBO* od *NLD*. Jeżeli:

— *RNMS* (QDR) równa się *NKDM* — statek powietrzny znajduje się na *NLD*.

— *RNMS* (QDR) jest większy od *NKDM* — statek znajduje się z prawej strony *NLD*,

— *RNMS* (QDR) jest mniejszy od *NKDM* — statek znajduje się z lewej strony *NLD*.

Wartości *KZ* i *KBO* oblicza się według wzorów:

$$KZ = RNMS - KM$$

$$KBO = RNMS - NKDM$$

Jeżeli odlot od miejsca ustawienia radionamiernika został wykonany z $KM = NKDM$, to $KZ = KBO$.

Przykład

Obliczyć kąt znoszenia i kątowe boczne odchylenie w czasie lotu od radionamiernika.

Dane: $NKDM = 70°$; $KM = 80°$; $RNMS = 75°$.

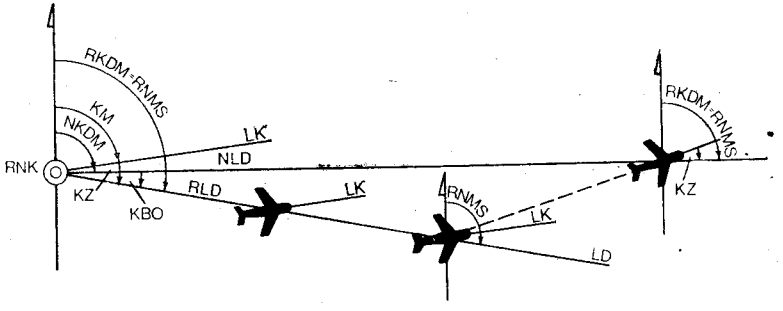
Rozwiązanie

$$RNMS = RKDM = 75°$$

$$KZ = RNMS - KM = 75 - 80 = -5°$$

$$KBO = RNMS - NKDM = 75 - 70 = +5°$$

Uzyskane wartości *RKDM*, *KZ*, *KBO* wykorzystuje się do poprawienia kierunku lotu w celu wyjścia na *NLD* lub najbliższy podstawowy punkt trasy (rys. 10.45).



Rys. 10.45. Wyjście na NLD podczas lotu od radionamiernika

Nawigacyjne elementy podczas lotu od radionamiernika zaleca się określać w odległościach od radionamiernika nie większych niż 80—100 km. Dokładność określania *RKDM*, *KZ*, *KBO* wynosi w tym przypadku 2—3°.

10.10.7
KONTROLA DROGI WEDŁUG ODLEGŁOŚCI ZA POMOCĄ RADIONAMIERNIKÓW BOCZNYCH

Kontrola drogi według odległości polega na określaniu drogi przebytej przez statek powietrzny lub drogi pozostałej do przebycia do określonego punktu. Kontrolę tę można prowadzić za pomocą radionamierników położonych z boku *NLD* (bocznych) następującymi sposobami:

— wykreślaniem w czasie lotu na mapie linii bieżących wartości *RNGS* (QTE) od radionamiernika bocznego,

— określaniem momentu przelotu linii założonego przed lotem *RNGS* (QTE).

Pierwszy sposób polega na tym, że podczas lotu po trasie załoga uzyskuje radionamiar od radionamiernika bocznego, a następnie wykreśla na mapie linię *RNGS*.

Wykreślona linia jest rubieżą osiągniętą w chwili otrzymania radionamiaru, ułatwiającą określenie drogi przebytej przez statek powietrzny lub drogi pozostałej do przebycia. Dwie lub więcej linii radionamiarów można wykorzystać do przybliżonego określenia prędkości podróżnej i czasu przybycia na następny podstawowy punkt trasy.

Jeżeli załoga zażądała *RNMS*, to wykreślając *RNGS* powinna uwzględnić deklinację magnetyczną rejonu radionamiernika:

$$RNGS = RNMS + (\pm \Delta M)$$

Drugi sposób — przez określanie momentu przelotu linii założonego przed lotem *RNGS* — nie wymaga wykreślania w czasie lotu na mapie linii radionamiaru. Aby wykorzystać ten sposób, należy:

1) w czasie przygotowania do lotu

   a) dla kontroli drogi według odległości wybrać radionamierniki boczne i nanieść je na mapę,

   b) wybrać na *NLD* punkty, których przelot będzie kontrolowany za pomocą radionamierników bocznych,

   c) zmierzyć na mapie radionamiary na wybrane punkty; są to tzw. radionamiary założone przed lotem do kontroli drogi według odległości,

2) podczas lotu

a) żądać okresowo od operatora odpowiedniego radionamiernika radionamiarów,

b) otrzymane radionamiary porównywać z radionamiarem założonym przed lotem i na tej podstawie określać osiągniętą linię (rubież),

c) w celu określenia momentu przelotu wybranego punktu należy 3—5 min przed obliczonym czasem przybycia na ten punkt częściej zapytywać o radionamiary; gdy otrzymany radionamiar będzie równy obliczonemu, oznaczyć rzeczywisty czas przelotu wybranego punktu.

10.10.8

USTALANIE POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO

Pozycja statku powietrznego może być ustalona za pomocą:

— jednego radionamiernika,

— dwóch (trzech) radionamierników,

— radionamiernika i radiolatarni.

Według jednego lub dwóch (trzech) radionamierników pozycję ustala się w taki sam sposób, jak w przypadku wykorzystywania radiokompasu i jednej lub dwóch (trzech) radiolatarni. Różnica polega na tym, że załoga nie określa radionamiarów, lecz otrzymuje je od operatora odpowiedniego radionamiernika naziemnego.

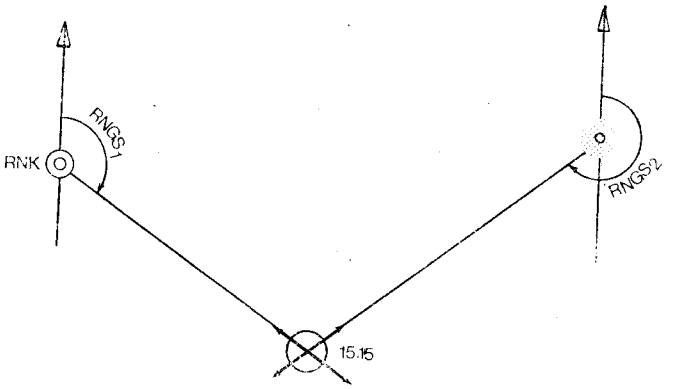
Przy wyborze radionamiernika naziemnego i radiolatarni do ustalania pozycji statku należy się kierować zasadami, stosowanymi przy wyborze do tego celu dwóch radiolatarni lub dwóch radionamierników.

Kolejność czynności (rys. 10.46):

— nawiązać łączność z operatorem radionamiernika naziemnego i nastroić radiokompas na wybraną radiolatarnię,

— żądać od operatora podania *RNGS* (QTE) i w chwili otrzymania radionamiaru odczytać ze wskaźnika radiokompasu *KKR* (*RNGS*) oraz czas,

— wykreślić na mapie linie radionamiarów od radionamiernika i radiolatarni; punkt ich przecięcia będzie pozycją statku powietrznego w chwili otrzymania od operatora *RNGS* (QTE).



Rys. 10.46. Ustalanie PS według radionamiernika i radiolatarni

10.11

BŁĘDY RADIONAMIERZANIA I DOKŁADNOŚĆ USTALANIA POZYCJI STATKU POWIETRZNEGO

Przy wykorzystywaniu kątowych systemów radiotechnicznych mogą występować błędy w określaniu kierunku zależne od warunków rozchodzenia się fal elektromagnetycznych, warunków meteorologicznych, dokładności i sprawności aparatury pokładowej i naziemnej oraz poziomu wyszkolenia i jakości pracy załogi w powietrzu.

Zasada pracy radiokompasów i radionamierników naziemnych opiera się na wykorzystywaniu właściwości prostoliniowego (ortodromicznego) rozchodzenia się pionowo spolaryzowanych fal elektromagnetycznych, tzn. takich, których wektor pola elektrycznego tworzy z powierzchnią ziemi kąt prosty.

W próżni fale elektromagnetyczne rozprzestrzeniałyby się prostoliniowo i bez strat. W rzeczywistych warunkach na charakter rozchodzenia się fal radiowych wywiera wpływ powierzchnia ziemi i atmosfera. W wyniku tego wpływu nie zawsze fale elektromagnetyczne rozchodzą się najkrótszą drogą między nadajnikiem i odbiornikiem (po ortodromie), zmienia się również przy tym ich polaryzacja, co prowadzi do błędów w określaniu kierunków.

W każdym przypadku odchylania się kierunku rozchodzenia się

fal radiowych od kierunku ortodromicznego bądź też zmiany kierunku polaryzacji powstają błędy radionamierzania.

Do podstawowych błędów radionamierzania, związanych z wpływem powierzchni ziemi i atmosfery na rozprzestrzenianie się fal elektromagnetycznych, zalicza się błędy: „brzegowy", „górski" i „nocny".

Błąd brzegowy powstaje w wyniku zmiany kierunku polaryzacji i kierunku rozchodzenia się fal radiowych w przypadku przecinania przez nie linii brzegowej (linii „ląd — morze"), co ma miejsce wówczas, kiedy statek powietrzny i *PRN* znajdują się po przeciwnych stronach tej linii. Zjawisko to, związane z różnicą warunków rozchodzenia się fal radiowych nad lądem i powierzchnią wody, prowadzi do błędnych wskazań radiokompasu bądź błędnego pomiaru *RNGS* przez radionamiernik naziemny.

Największe wartości tego błędu występują wówczas, gdy kierunek „statek powietrzny — *PRN*" przecina linię brzegową pod kątami ostrymi, najmniejsze zaś, gdy ten kierunek tworzy z linią brzegową kąt 90°. Wartość tego błędu wzrasta ze wzrostem częstotliwości fali elektromagnetycznej. Wynikają stąd praktyczne wskazówki, dotyczące zmniejszania wpływu tego błędu na dokładność radionamierzania.

Błąd górski występuje nad terenem górzystym i pagórkowatym w wyniku dyfrakcji (zdolności fal elektromagnetycznych do „uginania się" i omijania przeszkód terenowych; zdolność ta jest tym większa, im dłuższa jest fala) oraz odbić fal od przeszkód terenowych. Wymienione zjawiska zmieniają kierunek i polaryzację fal radiowych. Wartość tego błędu zależy od wzajemnego położenia statku powietrznego, *PRN* i przeszkody terenowej, długości fali i wysokości lotu. Największe błędy 10°—20° występują podczas lotów na małych wysokościach w bezpośrednim pobliżu gór, przy wykorzystywaniu urządzeń radiotechnicznych z zakresem fal długich. Fale ultrakrótkie są podczas lotu na małych wysokościach ekranowane („zacieniane") przez przeszkody naturalne (wzniesienia, góry) i z tego też względu mogą być wykorzystane do celów radionamierzania tylko w ograniczonym zakresie.

Duże błędy wskazań radiokompasu mają miejsce wówczas, kiedy między statkiem powietrznym i radiolatarnią znajduje się

pasmo górskie o wysokości ponad 4000 m, a statek powietrzny wykonuje lot w odległości od gór mniejszej niż 40 km.

Błąd górski praktycznie nie występuje, gdy wysokość lotu jest większa 1,5—2-krotnie od wysokości gór.

Błąd nocny powodowany jest jednoczesnym odbiorem przez ARK fali przyziemnej i fali przestrzennej odbitej od zjonizowanej warstwy atmosfery w okresie świtu, zmroku, a także w nocy (stąd nazwa). Kierunek polaryzacji fali przestrzennej jest z zasady różny od kierunku pionowego. Błąd ten występuje zwłaszcza na godzinę przed i godzinę po zachodzie (wschodzie) słońca, w związku z szybką zmianą gęstości i wysokości zjonizowanej warstwy atmosfery (jonosfery). Wartość tego błędu jest tym większa, im krótsza jest fala, mniejsza moc i większa odległość statku powietrznego od namierzanej radiolatarni. Nieregularne wahania wskazówki ARK mogą dochodzić do kilkudziesięciu stopni, co w zasadzie wyklucza możliwość wykorzystywania w tych okresach ARK. W przypadku jednak takiej konieczności, należy wykorzystywać do radionamierzania (lub wyjścia na *PRN*) radiolatarnie dużej mocy z zakresem fal długich z odległości nie większej niż 100 km.

Radionamierniki naziemne są wyposażone w specjalne systemy antenowe, które, praktycznie biorąc, eliminują zjawisko błędu nocnego.

Na dokładność radionamierzania wpływają chmury i opady. Chmury wywierają wpływ na wskazania ARK tylko wówczas, kiedy statek powietrzny wykonuje lot w chmurach kłębiastych lub kłębiasto-opadowych. Wskazówka ARK może się przy tym wahać w zakresie $\pm 20°$ z okresem 5—10 s. Podczas lotu w rejonie aktywności burzowej, przy odległościach 10—20 km od centrum burzy, wskazówka ARK może odchylać się od rzeczywistego kierunku na radiolatarnię w kierunku tego centrum do $20°$ w czasie do 1 min. Silne wyładowania elektryczne w atmosferze powodują zanik okresowy słyszalności radiolatarni i odchylenia się wskazówki ARK w kierunku wyładowań.

Podczas lotu w strefie opadów (deszcz, grad, śnieg), zwłaszcza opadu suchego śniegu i gradu, powstający na powierzchniach statku powietrznego ładunek elektrostatyczny znacznie ogranicza możliwość wykorzystywania ARK. Obecność stałego trzasku

w słuchawkach utrudnia nastrojenie ARK i identyfikację sygnałów radiolatarni. Wskazówka ARK może się przy tym wahać w zakresie od $\pm 20°$ do $\pm 40°$ z okresem do 1 min.

Jeżeli słychać sygnały radiolatarni, a wskazania ARK są niestabilne (wskazówka waha się), należy przełącznik rodzaju pracy ustawić w położeniu „RAMKA" i przeprowadzić radionamierzanie „na słuch" według minimum słyszalności sygnałów, zwracając uwagę na to, aby nie popełnić błędu o 180°. Zaleca się również, w celu dokładniejszego pomiaru *KKR*, ustawić przełącznik rodzaju pracy w położeniu „RAMKA" i naciskając przycisk ręcznego sterowania obrotem anteny ramowej odchylić wskazówkę w prawo lub w lewo o 90°, a następnie ustawić przełącznik rodzaju pracy w położeniu „KOMP". Spowoduje to powrót wskazówki do poprzedniego położenia i przez pewien czas zapewni dokładniejszy odczyt wskazań.

Zarówno radiokompasy, jak i radionamierniki naziemne mają własne błędy. W przypadku ARK występuje różnica między pozornym (zmierzonym) i rzeczywistym ortodromicznym kierunkiem na radiolatarnię (radiodewiacja), a w przypadku radionamiernika naziemnego błędy w pomiarach powoduje niewłaściwe zorientowanie systemu antenowego względem południka. Radiodewiację ARK określa się okresowo i kompensuje w ramach prac radiodewiacyjnych. Błędy radionamiernika naziemnego określa się podczas oblotu i uwzględnia w procesie radionamierzania.

W przypadku radionamierzania własnego dokładność radionamiaru zależy również od dokładności odczytu kursu i *ORK* (*KKR*). Z tego też względu pilot powinien w czasie radionamierzania szczególnie dokładnie utrzymywać i odczytywać kurs statku powietrznego, a w przypadku niespokojnej atmosfery określać jego wartość średnią za pewien czas. Należy również brać pod uwagę, że niedokładne dostrojenie ARK do częstotliwości radiolatarni powoduje labilne wskazania radiokompasu i prowadzi do poważnych błędów w określaniu kierunku. Zdarzają się przypadki, że statek powietrzny lecący na granicy zasięgu dwóch radiolatarni pracujących na zbliżonych częstotliwościach, na skutek niedokładnego nastrojenia ARK, jest „ściągany" przez radiolatarnię o większej mocy, co w przypadku braku dodatkowej

kontroli kierunku lotu według busoli może doprowadzić do utraty orientacji.

Przy radionamierzaniu obcym mogą występować błędy związane z niedokładnym pomiarem minimum i odczytem wartości radionamiaru przez operatora radionamiernika naziemnego.

W praktyce przyjmuje się, że dokładność radionamierzania wynosi w przypadku:

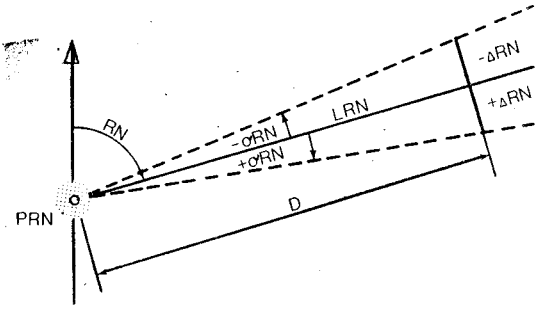
— automatycznych radiokompasów $\pm 2°$—$3°$,

— krótkofalowych radionamierników naziemnych bliskiego zasięgu $\pm 1{,}5°$—$2°$,

— krótkofalowych radionamierników naziemnych dalekiego zasięgu $\pm 0{,}7°$—$0{,}9°$,

— ultrakrótkofalowych radionamierników naziemnych $\pm 3°$.

Kierunek uzyskany drogą radionamierzania należy więc rozpatrywać nie jako linię, lecz jako sektor o kącie wierzchołkowym zależnym od dokładności danego kątowego systemu radiotechnicznego (np. w przypadku systemu składającego się z *ARK* i radiolatarni kąt ten wynosi $4°$—$6°$ (rys. 10.47).



Rys. 10.47. Dokładność określania linii radionamiaru LRN

Wartość liniową błędu w określeniu kierunku można obliczyć według wzoru:

$$\pm \Delta RN = 0{,}0175 \cdot D \cdot \sigma RN$$

gdzie:

D — odległość do PRN, w km,

σRN — błąd określania radionamiaru, w stopniach.

Jeżeli założono dopuszczalną wartość liniową błędu w kierunku wyjścia na obiekt w czasie lotu od PRN (ΔRN_{dop}), to zgodnie

z podanym wzorem maksymalne oddalenie tego obiektu od *PRN* nie powinno przekraczać:

$$D_{maks} \leqslant \frac{\Delta RN_{dop}}{0{,}0175\,\sigma RN} \approx \frac{\Delta RN_{dop}}{\sigma RN} \cdot 60$$

Przykład

Obliczyć maksymalne oddalenie obiektu od *PRN*, warunkujące założoną dokładność liniową wyjścia na obiekt według kierunku.

Dane: $\Delta RN_{dop} = \pm 6$ km; $\sigma RN = \pm 2°$.

Rozwiązanie 1 (wynik dokładny)

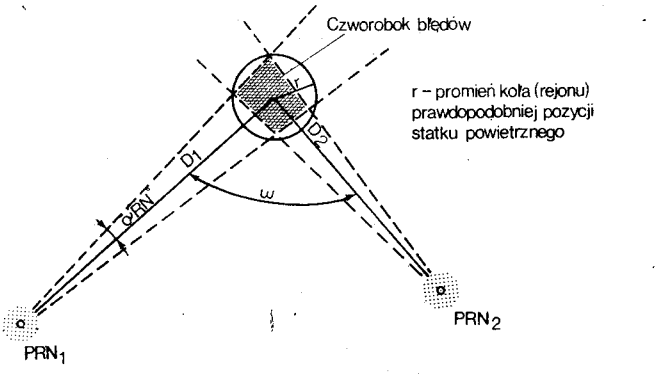
$$D_{maks} \leqslant \frac{\Delta RN_{dop}}{0{,}0175\,\sigma RN}$$

$$D_{maks} \leqslant \frac{6}{0{,}0175 \cdot 2} = 171{,}4 \text{ km}$$

Rozwiązanie 2 (wynik przybliżony)

$$D_{maks} \leqslant \frac{6}{2} \cdot 60 = 180 \text{ km}$$

Prawdopodobna pozycja statku powietrznego ustalona w punkcie przecięcia się dwóch linii radionamiarów (dwóch sektorów) znajduje się wewnątrz okręgu o promieniu (rys. 10.48):



Rys. 10.48. Dokładność ustalania PS według dwóch PRN

$$r = 0{,}0175 \frac{\sqrt{D_1^2 + D_2^2}}{\sin \omega} \sigma RN$$

gdzie:

D_1 i D_2 — odległości do *PRN* [km],
σRN — błąd w określeniu radionamiaru [°],
ω — kąt przecięcia się linii radionamiarów [°].

Z analizy powyższego wzoru wynika, że dla zwiększenia dokładności ustalenia pozycji statku powietrznego wskazane jest dobierać bliskie *PRN*, których radionamiary przecinają się pod kątem zbliżonym do 90° (w żadnym przypadku nie mniejszym niż 30° i nie większym niż 150°).

Jeżeli kąt ω zawiera się w zakresie 60°—120°, to błąd w ustaleniu pozycji statku powietrznego waha się od 5% do 8% średniej odległości statku do namierzanych radiolatarni.

Przykład

Ocenić dokładność pozycji statku powietrznego, ustalonej w wyniku przecięcia się dwóch linii radionamiarów.

Dane: $D_1=120$ km; $D_2=180$ km; $\omega=90°$; $\sigma RN=\pm 2°$.

Rozwiązanie 1 (wynik dokładny)

$$r=0{,}0175\,\frac{\sqrt{D_1^2+D_2^2}}{\sin\omega}\cdot\sigma RN$$

$$r=0{,}0175\,\frac{\sqrt{120^2+180^2}}{\sin 90°}\cdot 2=7{,}57 \text{ km}$$

Rozwiązanie 2 (wynik przybliżony)

r=5—8% średniej odległości statku powietrznego od namierzanych radiolatarni.

$$D_{śr}=\frac{D_1+D_2}{2}$$

$$D_{śr}=\frac{120+180}{2}=150 \text{ km}$$

$r\approx$ 7,5—12 km

10.12

KĄTOWY RADIOTECHNICZNY SYSTEM NAWIGACYJNY ŚREDNIEGO I BLISKIEGO ZASIĘGU VOR

10.12.1 WIADOMOŚCI OGÓLNE

System VOR (*Very High Frequency Omnidirectional Radio Range* — ogólnokierunkowa radiolatarnia bardzo wielkiej częstotli-

wości) jest kątowym radiotechnicznym systemem nawigacyjnym średniego i bliskiego zasięgu, umożliwiającym określanie radionamiarów magnetycznych (*RNMS*, *RNMR*).

Stosowany jest klasyczny system VOR oraz jego udoskonalona wersja — dopplerowski system VOR.

Główne dane klasycznego systemu VOR: pasmo częstotliwości 108—118 MHz; zasięg około 360 km (zasięg widoczności naturalnego horyzontu); błąd propagacji fal elektromagnetycznych — pomijalny; błąd terenowy (powodowany odbiciem fal od przeszkód w bezpośredniej bliskości lokalizacji stacji naziemnej) $\pm 3°$; błąd instrumentalny (związany z niedokładnością pomiaru przesunięcia fazowego) $\pm 1°$; błąd dopuszczalny dla systemu $\pm 3{,}5°$.

Główne dane dopplerowskiego systemu VOR: pasmo częstotliwości oraz zasięg, jak klasycznego systemu VOR; błędy: propagacji — pomijalny, terenowy $\pm 0{,}5°$; instrumentalny $\pm 1°$; błąd dopuszczalny dla systemu $\pm 1{,}5°$. Główną zaletą systemu dopplerowskiego jest jego większa dokładność, uzyskana dzięki prawie 10-krotnemu zmniejszeniu, w stosunku do klasycznego VOR, błędów terenowych, w wyniku zastosowania układu antenowego o zwiększonej skutecznej powierzchni. Ważną zaletą systemu dopplerowskiego VOR jest również to, że nie wymaga on zmian klasycznego wyposażenia pokładowego.

Gdy do systemu VOR dodany jest układ radiodalmierza elektronicznego DME (*Distance Measuring Equipment*), to otrzymuje się system radionamiarowy (kątowo-odległościowy) w układzie współrzędnych biegunowych (ϱ, Θ). System VOR/DME jest zalecany przez ICAO jako standardowy nawigacyjny system bliskiego zasięgu. Dla każdej częstotliwości odpowiedniego kanału systemu VOR jest dobrana odpowiednia częstotliwość systemu DME, a pokładowy selektor kanałów jest wspólnym selektorem dla obydwu systemów.

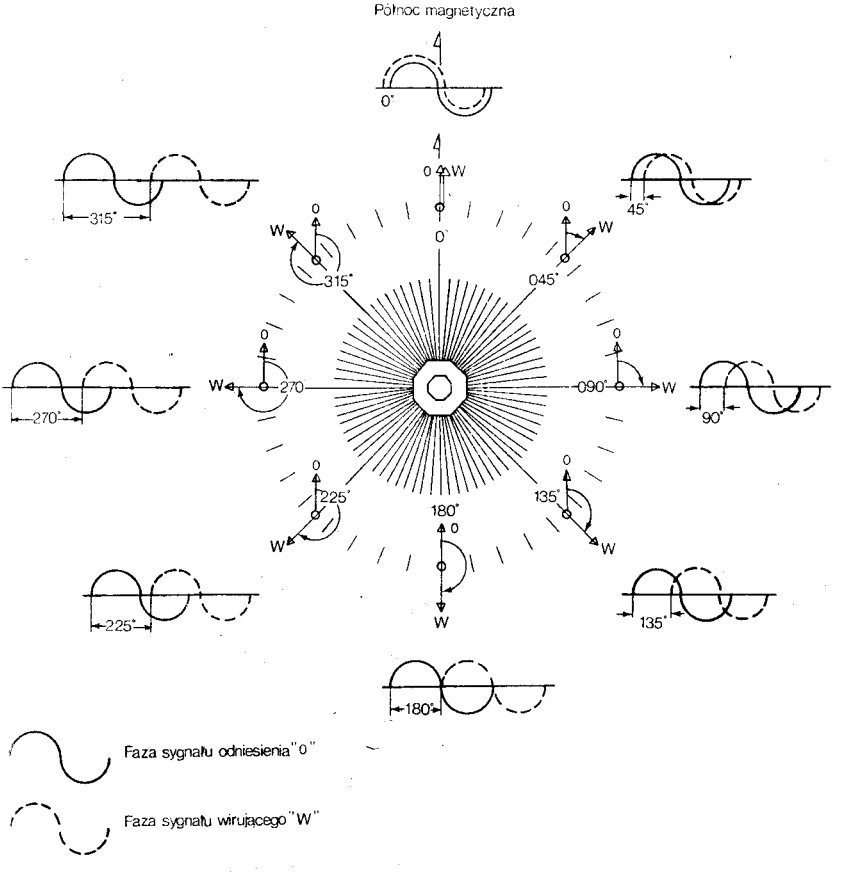
Amerykański system VORTAC jest połączonym systemem VOR/DME, w którym układ DME wykorzystuje do pomiarów odległości wojskowy system TACAN (*Tactical Air Navigation*).

Stosuje się również w praktyce połączenia systemu VOR z systemami ILS (*Instrument Landing System*), SP-50, RSBN, KURS-MP-2.

System VOR, w którego skład wchodzi radiolatarnia naziemna

oraz odbiorczo-wskaźnikowa aparatura pokładowa statku powietrznego, pracuje na falach metrowych w paśmie częstotliwości od 108 do 118 MHz z separacją 50 kHz między kanałami. Przewiduje się, że w przyszłości liczba kanałów użytecznych podwoi się przez zastosowanie między nimi odstępów 25 kHz.

Zasada pracy systemu jest prosta (rys. 10.49). Stacja naziemna wytwarza kardioidalną charakterystykę kierunkową, która wiruje z prędkością 30 obr/s, dając w ten sposób na wyjściu odbiornika pokładowego sygnał modulowany sinusoidalnie z częstotliwością 30 Hz. Jednocześnie stacja naziemna promieniuje falę



Rys. 10.49. Zasada działania systemu VOR

ogólnokierunkową, której amplituda jest modulowana sinusoidalnym sygnałem odniesienia 30 Hz, o fazie niezależnej od kierunku promieniowania. Różnica faz między tymi dwoma sygnałami o częstotliwości 30 Hz jest wprost proporcjonalna do kąta radionamiaru statku powietrznego *RNMS*. Sygnał wirujący jest uzgodniony z północą magnetyczną. Uzgodnienie to jest osiągnięte dzięki pokrywaniu się na tym kierunku fazy sygnału wirującego, z fazą sygnału ogólnokierunkowego (sygnału odniesienia). Pomiar różnicy faz (przesunięcia faz) tych sygnałów jest więc równoznaczny z pomiarem kierunku magnetycznego od radiolatarni na statek powietrzny, tzw. radialu (RNMS).

Rozróżnia się:

— radiolatarnie trasowe, o zasięgu około 350 km, ustawiane na drogach lotniczych, ich skrzyżowaniach lub rozwidleniach,

— radiolatarnie lotniskowe (TVOR — Terminal VOR), o zasięgu od 35 do 50 km, ustawiane jako tzw. radiolatarnie końcowe na lotniskach.

Ponieważ na falach bardzo krótkich nie występują zniekształcenia odbioru od zmian fal jonosferycznych i nie ma interferencji od stacji leżących poza horyzontem widocznym, to charakterystyki pracy radiolatarni VOR są stosunkowo stałe, ograniczone w zasadzie dwoma głównymi czynnikami:

— błędem terenowym, powodowanym odbiciami fal od obiektów znajdujących się w pobliżu radiolatarni,

— błędem pomiaru różnicy faz sygnałów 30 Hz w urządzeniu pokładowym.

Błędy terenowe radiolatarni naziemnej systemu VOR są głównym źródłem błędów całego systemu. W związku z tym powinno się lokalizować radiolatarnie w terenie płaskim i w promieniu około 500 m niezadrzewionym oraz pozbawionym innych przeszkód. Jeżeli jest to niemożliwe, to błędy terenowe mogą osiągać wartości do 15°. W takich przypadkach większą dokładność radionamierzania można osiągnąć przez:

— zmianę miejsca ustawienia radiolatarni,

— określenie sektorów, w których błędy osiągają duże wartości i podawanie załogom ostrzeżenia o tym; stosuje się to przeważnie wówczas, kiedy 5% wyników pomiarów określonych w czasie

oblotu kontrolnego zawiera odchyłki od rzeczywistego kierunku większe niż 4,5°,
— zainstalowanie dopplerowskiego systemu VOR, mającego szeroką aperturę (rozpiętość) anteny, a tym samym mniejsze błędy terenowe.

W celu zwiększenia dokładności pomiaru przesunięcia fazowego przy częstotliwości 30 Hz stosuje się w odbiornikach wysokiej klasy specjalne konstrukcje układów, np. identyczne układy obwodów dla kanałów obydwu sygnałów 30 Hz, w wyniku czego efekty temperaturowe są jednakowe i błąd instrumentalny znacznie się zmniejsza.

Radiolatarnie VOR są identyfikowane kodem (Morse'a), fonią lub jednocześnie kodem i fonią.

Radiolatarnie lotniskowe (TVOR) są wykorzystywane również do przekazywania aktualnych informacji dotyczących pogody na lotnisku, wykorzystania drogi startowej, ciśnienia i innych istotnych informacji.

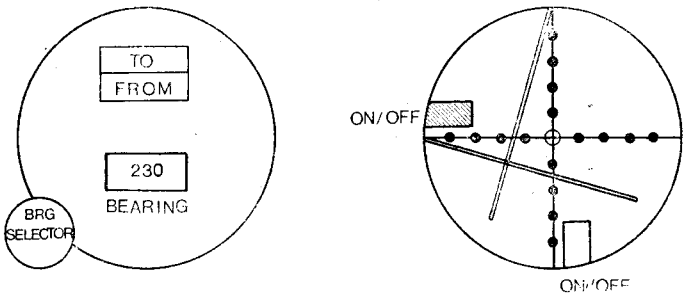
10.12.2 WYPOSAŻENIE POKŁADOWE SYSTEMU VOR

Wyposażenie pokładowe systemu VOR składa się z anteny odbiorczej, odbiornika, który może być jednocześnie wykorzystany dla VOR i ILS, skrzynki zdalnego sterowania oraz zespołu wskaźnikowego.

Zespół wskaźnikowy może być wykonany jako wskaźnik połączony (zintegrowany), obejmujący trzy wskaźniki składowe, z których każdy może również występować oddzielnie. Tymi wskaźnikami składowymi są:
— wskaźnik (selektor) namiarów lub NKDM lotu do (od) radiolatarni — OBS (*Omni Bearing Selector*),
— wskaźnik odchylenia od linii nastawionego (nakazanego) radialu lub linii drogi lotu do (od) radiolatarni — TDI (*Track Deviation Indicator*),
— wskaźnik TO — FROM (DO—OD) radiolatarni.

Na rysunku 10.50 przedstawiono zespół wskaźnikowy składający się z 2 jednostek.

Pokrętło wskaźnika namiarów (BRG Selector) służy do nastawiania (w okienku wskaźnika) radialu VOR (*NKDM*), według



Rys. 10.50. Zespół wskaźnikowy urządzenia pokładowego VOR wykonany jako dwie oddzielne jednostki:
TO-FROM — DO-OD; Bearing — namiar (radial, *NKDM*), BRG Selector pokrętło selektora namiarów (*NKDM*); ON/OFF — WŁ/Wył — sygnalizacja działania pionowej i poziomej wskazówki; przy współpracy z radiolatarnią VOR wykorzystuje się wskazówkę pionową, a w przypadku ILS — obydwie wskazówki

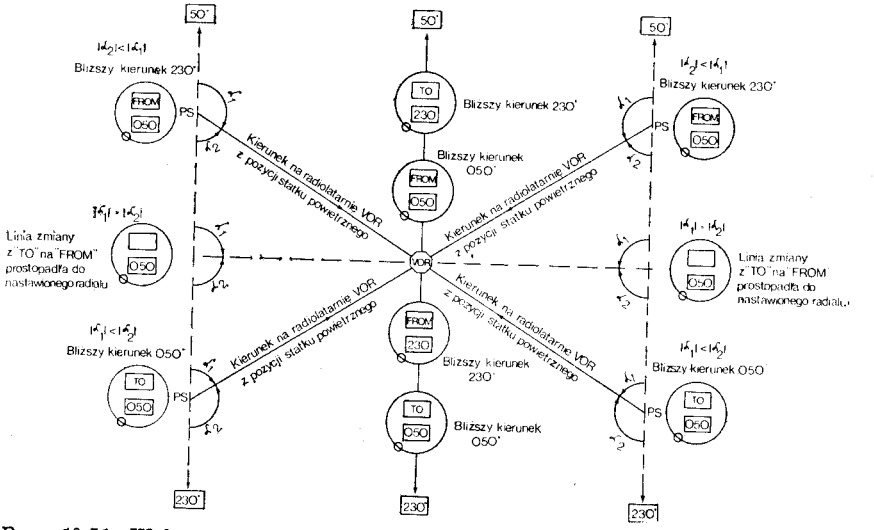
którego ma być wykonany lot do (od) radiolatarni. Po nastawieniu namiaru (*NKDM*), pionowa wskazówka odchyli się od punktu centralnego tarczy w prawo lub w lewo, chyba że statek powietrzny znajduje się w tym momencie na linii nastawionego namiaru (centralne położenie wskazówki).

W tym samym czasie, wskaźnik TO — FROM będzie wskazywał TO (DO) lub FROM (OD), zależnie od tego, który radial jest bliższy kierunku na radiolatarnię VOR z pozycji statku powietrznego, czy nastawiony (w tym przypadku ukaże się TO), czy odwrotny do niego (ukaże się FROM). Wskazania te zależą więc od dwóch czynników, a mianowicie: nastawionego namiaru i kierunku na radiolatarnię z pozycji statku powietrznego (rys. 10.51).

Należy podkreślić, że wskazania DO — OD odnoszą się do kierunku do radiolatarni, a nie do kursu, z którym leci statek powietrzny.

Wskazania TO—FROM zmieniają się, kiedy statek powietrzny przelatuje nad radiolatarnią VOR lub przecina linię przechodzącą przez radiolatarnię i tworzącą z nastawionym namiarem kąt 90°.

Wskaźnik odchylenia od linii nastawionego (nakazanego) radialu lub linii NKDM drogi lotu do (od) radiolatarni — TDI, zwany również wskaźnikiem LEFT — RIGHT (LEWO — PRAWO), jest wskaźnikiem dyspozycyjnym, tzn. kierunek odchylenia wska-



Rys. 10.51. Wskazanie wskaźnika TO — FROM w zależności od nastawionego radialu i kierunku na radiolatarnię VOR z pozycji statku powietrznego

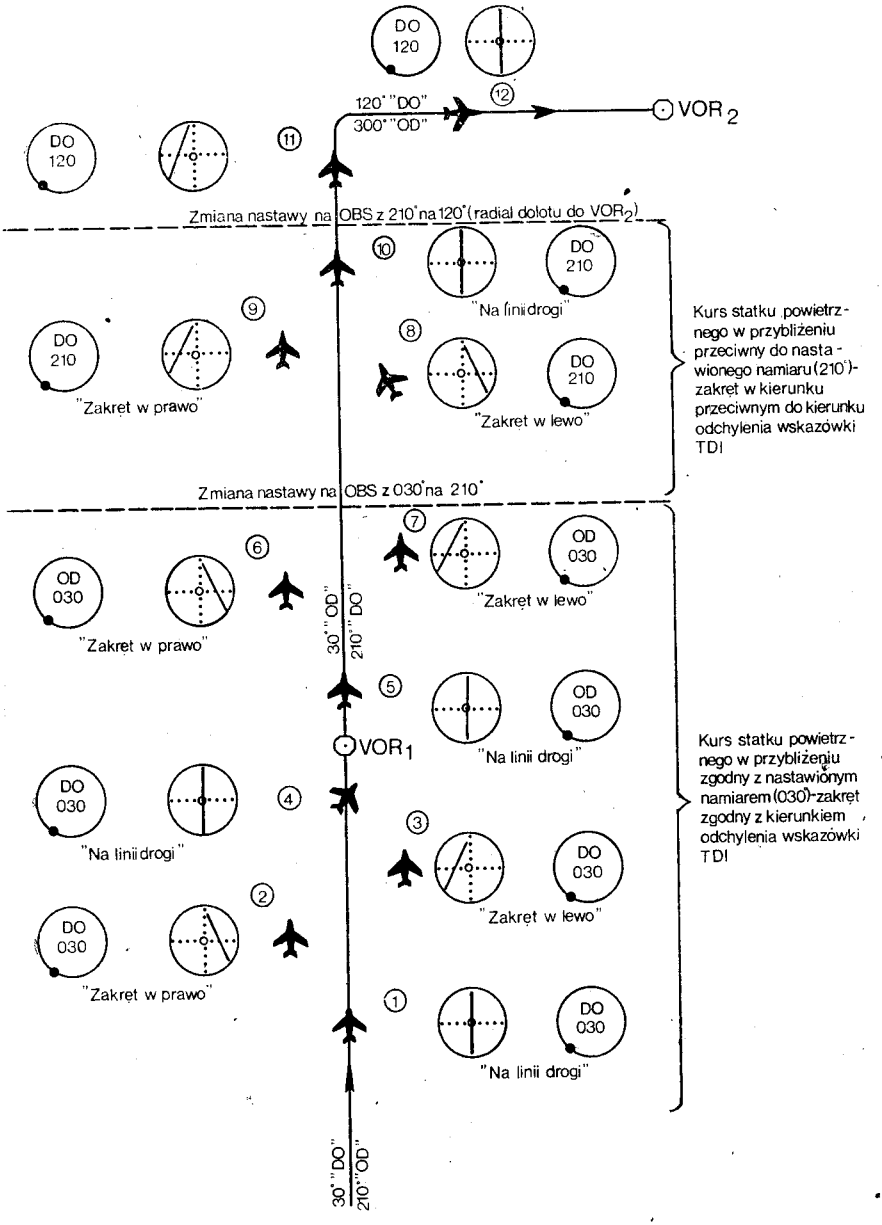
zówki, nakazuje kierunek wykonania zakrętu w celu powrotu na linię nastawionego radialu (*NKDM*), jeżeli tylko kurs statku powietrznego jest ogólnie zgodny z tym radialem. Maksymalne odchylenie wskazówki na tarczy wskaźnika ma miejsce wówczas, kiedy odchylenie statku powietrznego od nastawionego radialu wynosi 10° lub więcej. Pierwsza kropka odpowiada odchyleniu 2,5° lub 2°, itd. w zależności od tego, czy jest 4 czy 5 kropek na promieniu tarczy wskaźnika.

Za pomocą wskaźników TO — FROM i TDI można wykonywać lot po linii radialu (linii nakazanej drogi) do i od radiolatarni VOR (rys. 10.52).

Zawsze gdy statek powietrzny znajduje się na centralnej linii radialu nastawionego w okienku wskaźnika OBS (linii przechodzącej przez radiolatarnię VOR), to wskazówka TDI zajmuje położenie środkowe (poz. 1, 4, 5, 10 na rys. 10.52).

W przypadku kiedy kurs statku powietrznego jest ogólnie zgodny z radialem nastawionym w okienku wskaźnika OBS (różni się od niego mniej niż ±90°; poz. 2, 3, 6, 7, 12 na rys. 10.52), to jeżeli:

— statek powietrzny znajduje się z prawej strony centralnej



Rys. 10.52. Interpretacja wskazań wskaźników DO—OD i TDI w czasie lotu do i od radiolatarni VOR

linii nastawionego radialu — wskazówka TDI jest odchylona w lewo, wskazując pilotowi kierunek zakrętu w celu wyjścia na linię nastawionego radialu,
— statek powietrzny znajduje się z lewej strony centralnej linii nastawionego radialu — wskazówka TDI jest odchylona w prawo, wskazując pilotowi kierunek zakrętu w celu wyjścia na linię nastawionego radialu.

W przypadku kiedy kurs statku powietrznego jest ogólnie przeciwny do nastawionego radialu (różni się od niego o kąt większy niż $\pm 90°$; poz. 8, 9 na rys. 10.52), to wskazówka TDI odchyla się odwrotnie jak poprzednio i w celu wyjścia na linię nastawionego radialu należy wykonywać zakręt w kierunku przeciwnym do kierunku odchylenia wskazówki TDI.

W przypadkach wątpliwych należy korzystać z pomocy busoli magnetycznej lub RMI — *Radio, Magnetic Indicator* np. w pozycji 11 na rys. 10.52 statek powietrzny znajduje się z prawej strony nastawionego radialu 120° DO radiolatarni VOR_2 i jego kurs jest prostopadły do linii tego radialu. Wskazówka odchylona jest w LEWO — DO, lecz zakręt w lewo nie wyprowadzi statku na kierunek dolotu do radiolatarni. W związku z tym statek powinien wykonać zakręt w prawo za pomocą busoli magnetycznej (lub RMI) na kurs 120°, po czym stosować ustalone wyżej zasady lotu do radiolatarni, wykonując zakręty w kierunku zgodnym z kierunkiem odchylenia wskazówki TDI.

Uogólniając powyższe rozważania, można krótko sformułować następującą zasadę utrzymywania statku na linii nakazanego radialu (linii drogi) w czasie lotu do i od radiolatarni VOR:
— jeżeli kurs statku powietrznego i ustawiony radial w okienku wskaźnika OBS są w przybliżeniu zgodne — „zakręt do wskazówki",
— jeżeli kurs statku powietrznego i radial w okienku wskaźnika OBS są w przybliżeniu przeciwne — „zakręt od wskazówki".

Należy mieć na uwadze, że wskazania DO—OD mogą być „nieokreślone":
— w przypadku przelotu nad radiolatarnią (stożek niestabilnych wskazań),
— gdy pozycja statku powietrznego znajduje się poza zasięgiem radiolatarni,

— podczas lotu na wysokościach, przy których radiolatarnia znajduje się poza zasięgiem widoczności geometrycznej,
— w przypadku przecinania radialu w przybliżeniu prostopadłego do radialu nastawionego na wskaźniku namiarów.

Sektor „nieokreśloności" wskazań DO — OD przy przecinaniu radialu prostopadłego do radialu nastawionego może wynosić 20° z obydwu stron od radialu prostopadłego. Trzeba jednak podkreślić, że w sektorze tym wskaźnik TDI działa zupełnie normalnie i według zmian kolejno otrzymywanych namiarów można zorientować się, czy otrzymywane namiary są DO czy OD stacji. Interpretację wskazań wskaźników DO — OD oraz TDI podczas dolotu, przelotu i odlotu od radiolatarni VOR przedstawiono na rysunku 10.52.

10.12.3 ZADANIA NAWIGACYJNE ROZWIĄZYWANE ZA POMOCĄ SYSTEMU VOR

System VOR umożliwia rozwiązywanie następujących zadań nawigacyjnych:

— określanie radionamiaru magnetycznego statku powietrznego (radialu),
— określanie radionamiaru magnetycznego radiolatarni,
— wykonanie lotu do radiolatarni,
— określanie momentu przelotu nad radiolatarnią,
— wykonanie lotu od radiolatarni,
— wyjście na nakazaną linię radionamiaru,
— ustalanie pozycji statku powietrznego namierzaniem dwóch radiolatarni VOR,
— określanie prędkości podróżnej,
— określanie kąta znoszenia,
— wyznaczanie (wspólnie z innymi środkami) punktów kontrolnych na trasie lotu oraz w procedurach podejścia do lądowania według wskazań przyrządów,
— podejście do lądowania w warunkach ograniczonej widoczności.

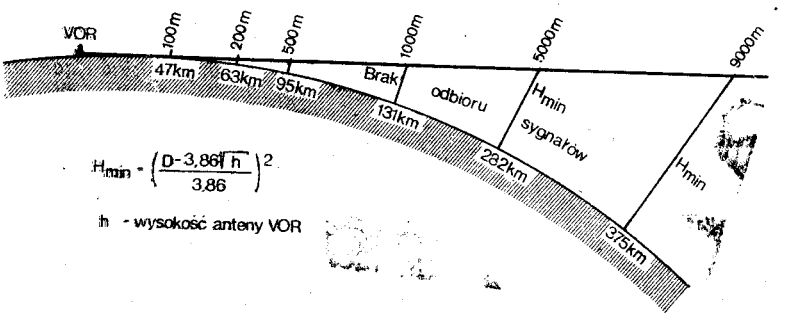
W celu wykorzystania radiolatarni VOR należy znać współrzędne geograficzne radiolatarni, częstotliwość pracy i sygnały rozpoznawcze oraz czas pracy.

Wszystkie czynne radiolatarnie VOR są oznaczone na mapach pomocy radionawigacyjnych. Zazwyczaj dookoła stacji jest wykreślona podziałka, tzw. róża kompasowa, wewnątrz której podana jest nazwa, sygnały rozpoznawcze nadawane kodem Morse'a i częstotliwość. Róża kompasowa jest zorientowana względem miejscowej północy magnetycznej.

— Włączanie urządzenia pokładowego i identyfikację radiolatarni VOR.

Kolejność czynności:

1) wybrać na podstawie mapy radiolatarnię VOR i upewnić się, że wysokość lotu umożliwia odbiór jej sygnałów (rys. 10.53),



Rys. 10.53. Minimalne wysokości H_{min} odbioru sygnałów VOR przy różnych odległościach D statku powietrznego od radiolatarni

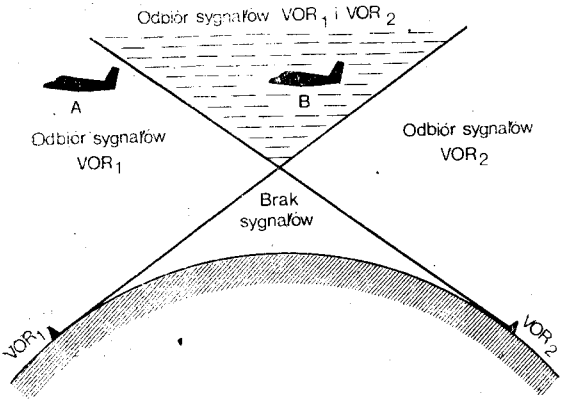
2) włączyć odbiornik pokładowy i odczekać, aż się nagrzeje,
3) nastawić na pulpicie skrzynki zdalnego sterowania częstotliwość pracy wybranej radiolatarni,
4) dobrać odpowiedni poziom głośności pokrętłem regulacyjnym i sprawdzić sygnały identyfikacyjne radiolatarni.

Identyfikacja akustyczna wyklucza możliwość wykorzystania niewłaściwej radiolatarni VOR oraz sygnalizuje znalezienie się statku powietrznego w obszarze interferencji sygnałów wybranej radiolatarni i sąsiedniej stacji, pracującej na tej samej częstotliwości (rys. 10.54), bądź też nieprawidłową pracę radiolatarni.

— Określanie radionamiaru magnetycznego radiolatarni VOR lub radionamiaru magnetycznego statku powietrznego (radialu).

Kolejność czynności:

1) ustawić pokrętłem OBS wskazówkę TDI w położenie środkowe,



Rys. 10.54. Obszar interferencyjny 2 radiolatarni VOR pracujących na tej samej częstotliwości: statek powietrzny A odbiera wyłącznie sygnały VOR1, statek powietrzny B odbiera nakładające się sygnały VOR1 i VOR2

2) odczytać wartość namiaru w okienku wskaźnika OBS oraz wskazania wskaźnika DO — OD; jeżeli wskazuje on DO — odczyt jest *RNMR*, a jeżeli OD — *RNMS*,
3) jeżeli odczyt jest *RNMR*, a potrzebny jest *RNMS* lub odwrotnie, to należy odjąć lub dodać 180° do odczytu lub obrotem pokrętła OBS o 180° doprowadzić ponownie wskazówkę TDI do położenia środkowego; spowoduje to jednocześnie odpowiednią zmianę wskazań wskaźnika DO — OD.

— Wykonanie lotu do radiolatarni VOR po nakazanej linii drogi.

Kolejność czynności:

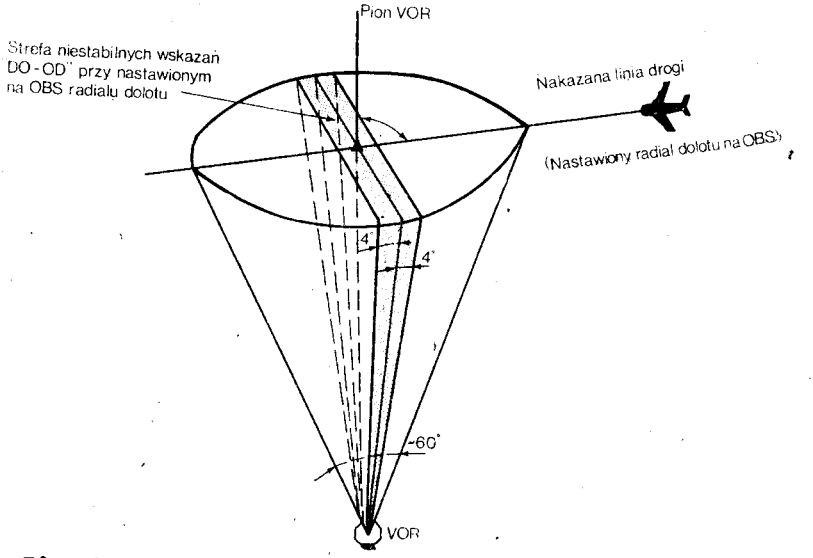
— nastawić wartość *RNMR*, odpowiadającą *NKDM* lotu do radiolatarni w okienku wskaźnika OBS, przy wskazaniach DO wskaźnika DO — OD,

— wykonać manewr statkiem powietrznym na podstawie wskazań busoli magnetycznej lub RMI w celu wyjścia na nakazaną linię radionamiaru; gdy wskazówka odchyleń od nastawionego namiaru TDI, spełniająca w tym przypadku rolę wskazówki odchyleń od nakazanej linii drogi, zajmie położenie środkowe, statek powietrzny znajdzie się na nakazanej linii drogi lotu do radiolatarni,

— utrzymywać odpowiednimi dowrotami statku wskazówkę TDI (a tym samym *NKDM* lotu do radiolatarni) w środku tarczy

i wówczas statek powietrzny będzie leciał po nakazanej linii drogi do radiolatarni VOR.

— Określanie momentu przelotu nad radiolatarnią VOR. Nad radiolatarnią VOR występuje strefa niestabilnych („nieokreślonych") wskazań TDI i wskaźnika DO — OD, w kształcie odwróconego stożka o kącie między tworzącą stożka i pionem VOR około 30° (rzeczywistą wartość kąta ustala się przez oblot stacji). Strefa ta zwana jest również „stożkiem ciszy" (rys. 10.55).



Rys. 10.55 Stożek niestabilnych wskazań TDI i DO—OD

Czas przelotu stożka zależy od H, V_r, dokładności wlotu do stożka oraz dokładności utrzymywania w nim kierunku lotu.

Wlot do stożka jest sygnalizowany zwiększoną czułością i pełnym odchylaniem się wskazówki TDI oraz „przeskokami" wskazań DO — OD. Jeżeli statek powietrzny przelatuje dokładnie pionowo nad radiolatarnią, wskazówka TDI może zawahać się gwałtownie „tam i z powrotem", przez pewien czas na wskaźniku DO — OD może się pojawić czerwony sygnał ostrzegawczy i ostateczne wskazania DO zmieniają się na OD. Za moment przelotu przyjmuje się średni czas niestabilnych wskazań DO — OD, który na dużych wysokościach może dochodzić do 2 min.

Kiedy przy zbliżaniu się do radiolatarni pilot stwierdzi „nerwowe" zachowywanie się wskazówki TDI, nie powinien on „gonić za wskazówką", lecz dokładnie utrzymywać kierunek lotu za pomocą busoli magnetycznej (wskaźnika żyroskopowego), gdyż jedynie w ten sposób może być zapewniona spokojna zmiana wskazań w fazach „dolot — przelot — odlot".

— Wykonanie lotu od radiolatarni VOR po nakazanej linii drogi.

Kolejność czynności:

— nastawić wartość *RNMS*, odpowiadającą *NKDM* lotu od radiolatarni, w okienku wskaźnika OBS przy wskazaniach OD wskaźnika DO — OD,

— wykonać manewr statkiem powietrznym na podstawie wskazań busoli magnetycznej lub RMI w celu wyjścia na nakazaną linię drogi; gdy wskazówka TDI zajmie położenie w środku tarczy, statek powietrzny znajdzie się na nakazanej linii drogi,

— utrzymywać odpowiednimi dowrotami statku wskazówkę TDI w środku tarczy i wówczas statek powietrzny będzie leciał po nakazanej linii drogi do radiolatarni VOR.

— Wyjście na nakazaną linię radionamiaru.

Kolejność czynności:

— nastawić żądaną wartość radionamiaru (*RNMR* lub *RNMS*) w okienku wskaźnika OBS,

— wykonać manewr w celu wyjścia na nakazaną linię radionamiaru; gdy wskazówka TDI zajmie położenie środkowe, a wskaźnik DO — OD wskaże DO, przy nastawieniu *RNMR* lub OD przy nastawieniu *RNMS*, statek powietrzny znajdzie się na nakazanej linii radionamiaru.

— Ustalanie pozycji statku powietrznego według dwóch radiolatarni VOR. Najdokładniej można ustalić pozycje statku powietrznego, gdy lot wykonuje się do lub od jednej radiolatarni, a druga radiolatarnia znajduje się na trawersie z lewej lub z prawej strony statku powietrznego (gdy namiary od tych radiolatarni tworzą kąt bliski 90°).

Kolejność czynności:

— określić radionamiar radiolatarni znajdującej się na *NLD* (z przodu lub z tyłu statku powietrznego) i wykreślić na mapie $RNMS_1$,

— utrzymywać kurs lotu według busoli, określić radionamiar

radiolatarni znajdującej się z boku statku powietrznego i wykreślić na mapie $RNMS_2$,

— punkt przecięcia się dwóch linii radionamiarów będzie pozycją statku powietrznego, w momencie określenia $RNMS_2$.

— Określanie prędkości podróżnej. Znając dwie pozycje statku powietrznego ustalone za pomocą systemu VOR można według odległości między tymi pozycjami i różnicy czasów ich ustalenia obliczyć prędkość podróżną statku.

— Określanie kąta znoszenia. Podczas lotu dokładnie po linii radionamiaru (wskazówka TDI zajmuje położenie środkowe) kąt znoszenia oblicza się według wzorów:

— podczas lotu do radiolatarni:

$$KZ = RNMR - KM$$

— podczas lotu od radiolatarni:

$$KZ = (RNMR \pm 180^\circ) - KM$$

$$KZ = RNMS - KM.$$

— Wspólne wykorzystanie pokładowego urządzenia VOR i połączonego wskaźnika busoli magnetycznej i radiokompasu (RMI). W przypadku wyposażenia statku powietrznego w połączony wskaźnik busoli magnetycznej i radiokompasu, ewentualnie gdy pokładowe urządzenie VOR wchodzi w skład systemu kursowego (np. KURS-MP-2), odczytywanie *RNMR* i *RNMS* możliwe jest również bezpośrednio na tarczy połączonego wskaźnika busoli i radiokompasu (bądź innego, zintegrowanego wskaźnika systemu kursowego).

Ostry koniec wskazówki wskaźnika RMI wskazuje kierunek na radiolatarnię (*RNMR*), a tępy — kierunek na statek powietrzny (*RNMS*).

Wykorzystanie wskaźnika połączonego znacznie ułatwia rozwiązywanie za pomocą VOR zadań wymienionych w pkt. 10.12.3.

10.13

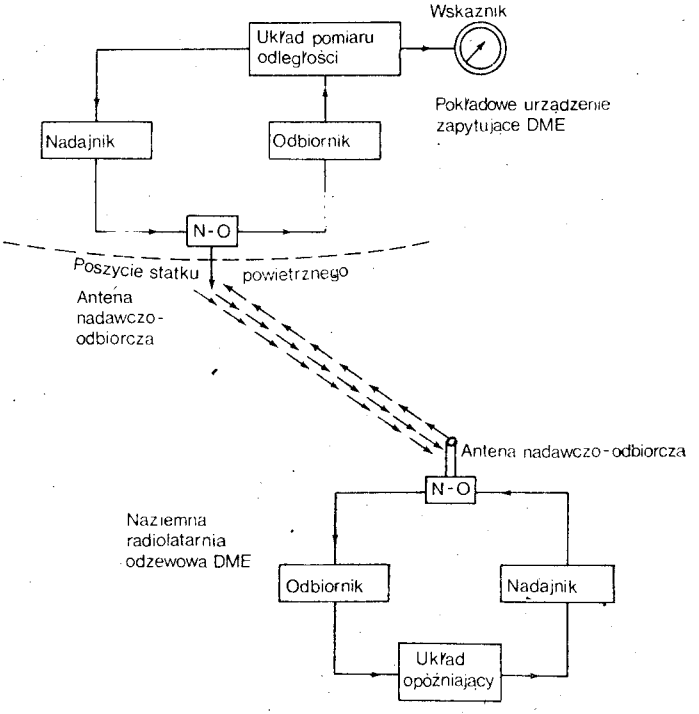
RADIODALMIERZ ELEKTRONICZNY DME

Radiodalmierz elektroniczny DME jest międzynarodowym standardowym systemem odległościowym, pracującym impulsowo

w pasmie częstotliwości od 960 do 1215 MHz. W skład tego systemu wchodzi pokładowe nadawczo-odbiorcze urządzenie zapytujące oraz naziemna odbiorczo-nadawcza radiolatarnia odzewowa (transponder). Gdy stacja naziemna tego systemu jest umieszczona razem z radiolatarnią VOR, wówczas otrzymujemy, zalecony przez ICAO, kątowo-odległościowy radiotechniczny system nawigacyjny bliskiego zasięgu (*rho-theta*).

Zasada działania systemu DME opiera się na pomiarze czasu po upływie którego impulsy energii elektromagnetycznej wysyłane przez pokładowe urządzenie zapytujące są odbierane na statku po retransmitowaniu ich przez radiolatarnię odzewową (rys. 10.56).

W celu zmierzenia odległości statku powietrznego od radiolatarni, nadajnik pokładowy DME wysyła impulsy zapytujące w jednym ze 126 kanałów częstotliwości, rozmieszczonych co 1 MHz w pas-



Rys. 10.56. Zasada działania radiodalmierza DME

mie od 1025 do 1150 MHz. Impulsy zapytujące wysyłane są parami, z przerwą 12 μs między impulsami pary, czas trwania każdego impulsu 3,5 μs, zaś częstotliwość powtarzania się par impulsów wynosi od 5 do 150 par impulsów na sekundę. Szczytowa moc impulsu 50 W — 2 kW. Impulsy są promieniowane parami w celu zmniejszenia interferencji zakłóceń od innych systemów impulsowych.

Naziemna radiolatarnia odzewowa odbiera te impulsy i po stałym opóźnieniu 50 μs retransmituje je z powrotem do statku powietrznego na częstotliwości o 63 MHz mniejszej lub większej od częstotliwości promieniowanej ze statku. Moc w impulsie radiolatarni wynosi 1—20 kW.

Pokładowy odbiornik pracuje zawsze na częstotliwości przesuniętej o 63 MHz w stosunku do częstotliwości nadajnika.

Pokładowe urządzenie zapytujące automatycznie określa czas, jaki upłynął między nadaniem i odbiorem impulsu, odejmuje stałe opóźnienie 50 μs i przekazuje sygnał na wskaźnik, którego podziałka wycechowana jest w milach morskich lub kilometrach.

Każda radiolatarnia odzewowa może współpracować ze 100 i więcej statkami powietrznymi jednocześnie.

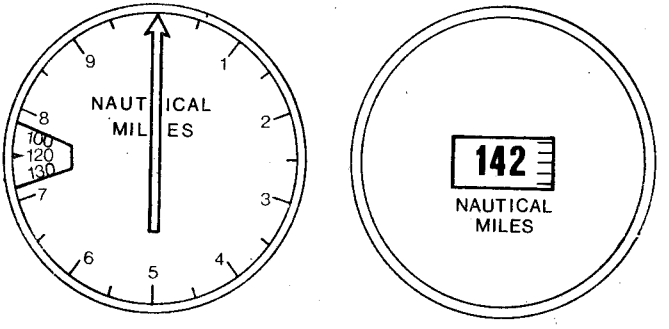
Częstotliwość powtarzania się par impulsów urządzenia zapytującego jest celowo nieznacznie niestabilna (5—150 par imp/s), a odbiornik tego urządzenia generuje za pomocą specjalnego układu bramkowego, sygnał bramkowy (bramkę) o szerokości 20 μs, z częstotliwością powtarzania się impulsów zapytujących. Sygnał ten jest przesuwany (elektrycznie lub mechanicznie) w stosunku do wysyłanego impulsu, począwszy od opóźnienia odpowiadającego zerowej odległości, do opóźnienia odpowiadającego maksymalnej odległości. Sygnał bramkowy wyodrębnia spośród odbieranych impulsów te, które się z nim dokładnie pokrywają i tylko te impulsy są przekazywane dalej do układu pomiaru odległości.

Podstawowym zadaniem układu pomiaru odległości systemu DME jest określenie przedziału czasu, w którym istotnie pojawiają się właściwe impulsy odpowiedzi. Jest to tak zwany „okres poszukiwania", który realizowany jest zwykle z największą częstotliwością powtarzania się par impulsów zapytujących (150 par

imp/s), w celu skrócenia czasu poszukiwania. Gdy tylko ten przedział czasu zostanie określony, układ rozpoczyna stan śledzenia (właściwego pomiaru), dla którego wystarcza znacznie mniejsza częstotliwość powtarzania się par impulsów (zwykle od 5 do 25 par imp/s).

Układ bramki ma zwykle pewną pamięć, w związku z czym przy zgubieniu sygnału bramka nie przechodzi natychmiast w stan poszukiwania; np. przez około 10 s bramka pozostaje w swym położeniu poprzednim (stan tzw. pamięci statycznej) lub porusza się z poprzednią prędkością (stan tzw. pamięci prędkości).

Przyrządy wskazujące mogą być wykonane w różnej postaci, poczynając od wskaźników analogowych opartych na woltomierzach, poprzez cyfrowe liczniki mechaniczne, aż do serwomechanizmów pomiarowych sterowanych z bramki. Przykładowe tarcze wskaźników przedstawiono na rysunku 10.57.



Rys. 10.57. Przykładowe tarcze wskaźników DME

Radiolatarnia naziemna systemu DME nadaje co 30 s sygnały identyfikacyjne alfabetem Morse'a.

Pokładowe urządzenie systemu DME stroi się odpowiednio do podanej częstotliwości pracy radiolatarni naziemnej. Po dostrojeniu się do żądanej częstotliwości, wskazówka wskaźnika szybko obraca się, informując, że urządzenie pracuje na zakresie pracy „poszukiwanie".

W czasie do 20 s urządzenie poszukuje impulsów odpowiedzi radiolatarni naziemnej zsynchronizowanych z własną częstotliwością powtarzania się par impulsów zapytujących. Odbiór od-

powiednich impulsów powoduje przepuszczanie ich do układu pomiaru odległości i przejście urządzenia na zakres pracy „pomiar".

Podczas pochyleń lub przechyleń statku powietrznego i „zasłonięcia" anteny może przez pewien czas zaniknąć impuls odpowiedzi i wówczas urządzenie przechodzi na zakres pracy „pamięć prędkości" lub zatrzymuje się na ostatnio wskazywanej odległości („pamięć statyczna"). Przejście na pracę „z pamięci" jest sygnalizowane zapaleniem się lampki kontrolnej. Wskaźnik wskazuje w tym czasie zmianę odległości statku od radiolatarni z prędkością, jaka była do momentu rozpoczęcia pracy na zakresie „pamięć prędkości". Jeżeli właściwe impulsy odzewowe nie są nadal odbierane, to po upływie 8—10 s urządzenie przechodzi na zakres pracy „poszukiwanie" i dopiero przy odbiorze właściwych impulsów odzewowych powraca do zakresu pracy „pomiar".

Radiolatarnia naziemna DME jest wyposażona w urządzenie kontrolne, które samo wysyła okresowo sygnały zapytujące i w przypadku jakichkolwiek nieprawidłowości funkcjonowania wysyła sygnał alarmowy, powodujący przełączenie zasadniczego urządzenia pokładowego na urządzenie rezerwowe.

Wszystkie układy urządzenia pokładowego DME są wykonane z zastosowaniem techniki półprzewodnikowej, z wyjątkiem układu wzmacniania impulsów nadajnika. Antena (dipol ćwierćfalowy o długości około 7,5 cm) wspólna dla nadawania i odbioru (zastosowany przełącznik N — O) jest umieszczona na zewnątrz statku powietrznego w osłonce o średnicy około 3,5 cm i długości około 10 cm. Zastosowana jest pionowa polaryzacja anteny.

DME mierzy odległość skośną między statkiem powietrznym i radiolatarnią odzewową. W przypadku większych odległości błąd wprowadzany przez skośny pomiar nie jest uwzględniany w obliczeniach nawigacyjnych. W bezpośrednim pobliżu radiolatarni błąd ten szybko rośnie. Przelot radiolatarni jest sygnalizowany wskazaniami odległości, równej wysokości lotu. Po przelocie radiolatarni odległość zaczyna ponownie wzrastać. Dokładność pomiaru odległości wynosi 800 m lub 3% odległości. Zasięg przeważnie około 370 km na $H=8000$ m. Masa urządzenia pokładowego od 5 kg (najprostsze zestawy) do 15 kg (bardzo dokładne zestawy dalekiego zasięgu).

Możliwości zastosowania nawigacyjnego systemu DME są różnorodne, a mianowicie za jego pomocą można:
— określać linie pozycyjne statku powietrznego,
— ustalać *PS*,
— wykonywać lot po żądanym łuku (orbicie),
— określać nawigacyjne elementy lotu (*KZ*; *W*; D_N/U) zarówno w czasie lotu prostoliniowego, jak i w czasie lotu po łuku (orbicie),
— wyprowadzać statek powietrzny w żądany punkt.

Możliwości wykorzystania DME można znacznie zwiększyć łącząc wykorzystywanie tego systemu z innymi systemami radiotechnicznymi.

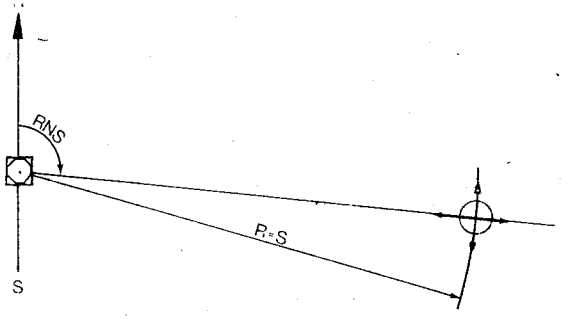
Duże korzyści daje w szczególności połączenie systemów DME i VOR. W tym przypadku pilot zna przez cały czas pozycję statku, wyrażoną we współrzędnych biegunowych (odległość—radial).

Przykłady ustalania *PS* za pomocą samego systemu DME oraz w połączeniu DME z innymi systemami radiotechnicznymi przedstawiono na rysunkach 10.58, 10.59 i 10.60.

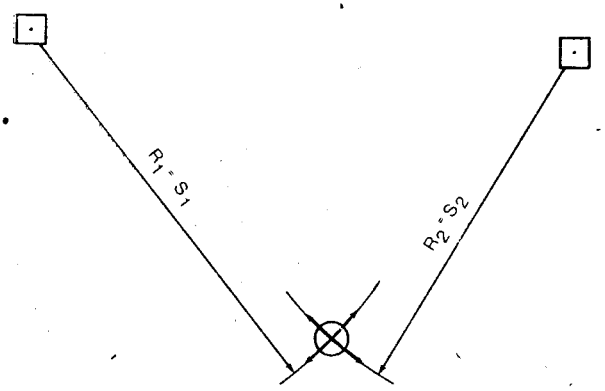
10.14

PRZYBLIŻONE OKREŚLANIE CZASU LOTU (ODLEGŁOŚCI) DO *PRN*

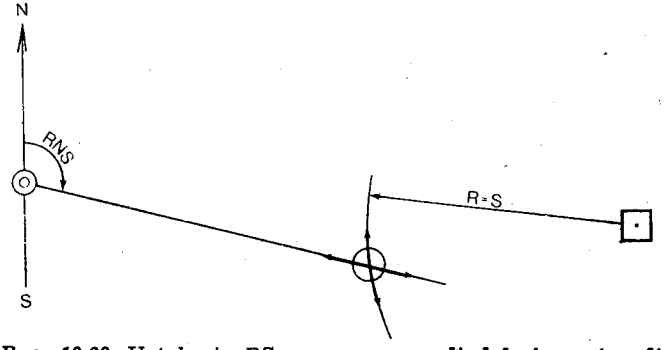
Podczas lotu można z wystarczającą dla praktyki nawigacyjnej dokładnością określić w prosty sposób przybliżoną odległość do



Rys. 10.58. Ustalanie PS za pomocą radiodalmierza i radionamiaru od PRN (radiolatarni VOR, radiolatarni bezkierunkowej, radionamiernika naziemnego) w przypadku gdy radiolatarnia odzewowa DME i PRN są ustawione razem



Rys. 10.59. Ustalanie PS za pomocą radiodalmierza przy wykorzystaniu dwóch radiolatarni odzewowych (transponderów)



Rys. 10.60. Ustalanie PS za pomocą radiodalmierza i radionamiaru od PRN (radiolatarni bezkierunkowej, radiolatarni VOR, radionamiernika naziemnego), gdy radiolatarnia odzewowa DME i PRN są ustawione w różnych miejscach

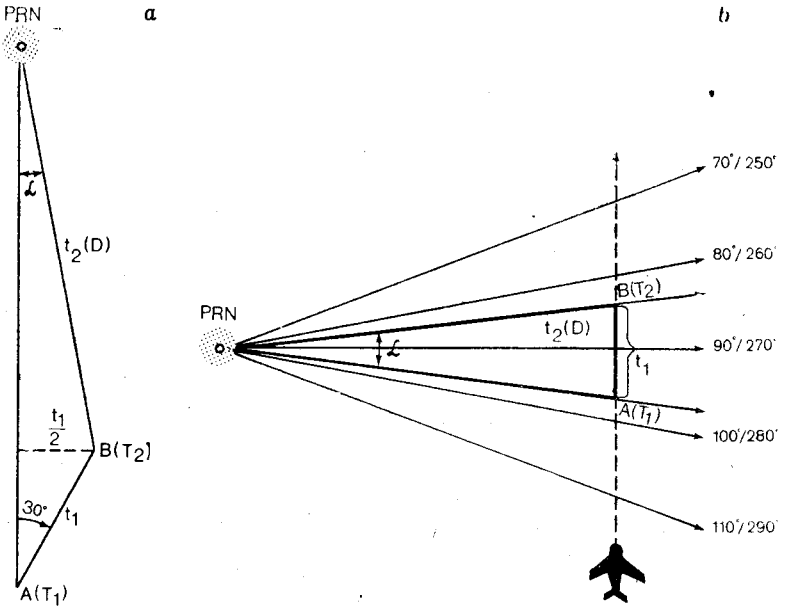
PRN w czasie lotu do *PRN* lub przy mijaniu trawersu bocznego *PRN*.

Ilustrację graficzną przybliżonego określenia odległości dla tych przypadków przedstawiono na rysunku 10.61.

Pomiar czasu za pomocą sekundomierza rozpoczyna się w obydwu przypadkach w punkcie *A* i kończy w punkcie *B*.

Wartość kąta α może być w czasie lotu uzyskana za pomocą radiokompasu i radiolatarni bezkierunkowej, radiolatarni VOR lub radionamiernika naziemnego.

W przypadku lotu do *PRN* pozostały czas lotu i odległość oblicza się według wzorów:



Rys. 10.61. Określanie czasu lotu do PRN
a — w czasie lotu do PRN; *b* — przy przecinaniu trawersu bocznego PRN

$$t_2 = \frac{t_1}{2\alpha}$$

$$D = W \cdot t_2 \approx V_r \cdot t_2$$

gdzie:

t_2 — pozostały czas lotu od punktu B do *PRN*, w min,

t_1 — ustalony czas lotu od punktu A do punktu B (180—240 s) ze stałym kursem odchylonym w prawo lub lewo od pierwotnego kierunku na *PRN* w punkcie A o stały kąt 30°, w s,

α — różnica radionamiarów (radiali, kursów magnetycznych przy $KKR = 0°$) w punktach A i B, w stopniach,

D — odległość do PRN, w km,

W (V_r) — prędkość statku powietrznego, w km/min.

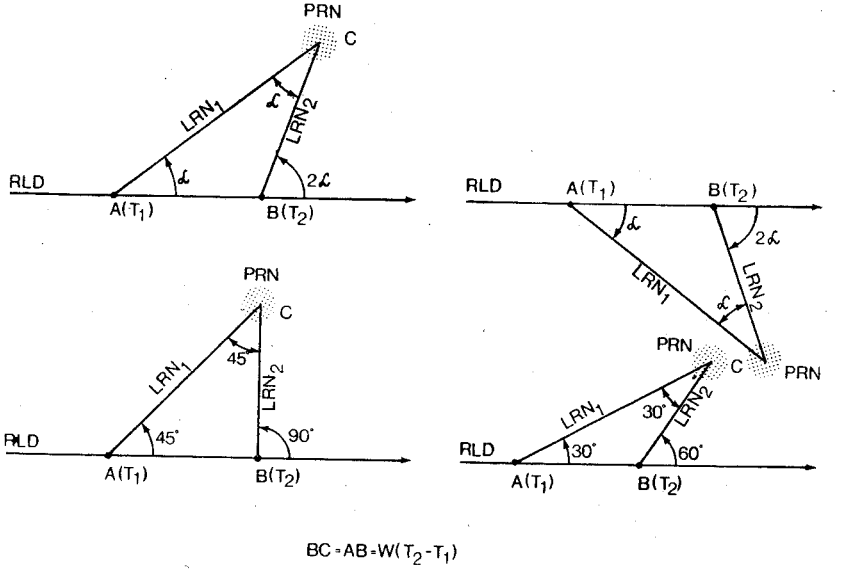
Czas t_2 można również, w przypadku założenia stałej wartości kąta $\alpha = 5° = \text{const}$ i zmiennego czasu t_1, obliczyć według wzoru:

$$t_2\,[\text{min}] = \frac{t_1\,[\text{s}]}{10}$$

W przypadku wykonywania lotu do radiolatarni bezkierunkowej za pomocą radiokompasu, kąt α można określić dwoma sposobami:

1) W punkcie A ($KKR = 0°$) odchylić się w prawo lub w lewo o 30°; przy odchyleniu w prawo ARK wskaże $KKR = 330°$, a w lewo — $KKR = 30°$; po upływie założonego czasu t_1 lotu ze stałym kursem odczytać KKR_2; obliczyć kąt α z różnicy kątów kursowych radiolatarni w punktach A i B; przy odchyleniu w prawo $\alpha = KKR_2 - 330°$; w lewo — $\alpha = KKR_2 - 30°$.
2) W punkcie A określić KM_1 przy $KKR = 0°$; po upływie założonego czasu t_1 lotu ze stałym kursem ponownie skierować statek powietrzny „nosem" na radiolatarnię ($KKR = 0°$) i określić KM_2; różnica KM_2 i KM_1 jest szukaną wartością α.

Inną prostą metodę określania odległości do bocznego PRN przedstawiono na rysunku 10.62.



Rys. 10.62. Określanie odległości do bocznego PRN metodą podwajania kąta jaki tworzy z RLD kierunek z PS na PRN

Przykład

Obliczyć pozostały czas lotu t_2 i odległość do *PRN*.
Dane: $t_1=240$ s; $\alpha=5°$; $V_r=300$ km/h$=5$ km/min.

Rozwiązanie

$$t_2=\frac{t_1}{2\alpha}$$

$$t_2=\frac{240}{2\cdot 5}=24 \text{ min}$$

$$D=V_r\cdot t_2$$

$$D=5\cdot 24=120 \text{ km}$$

Pozostały czas lotu do PRN można obliczyć zakładając stałą wartość kątową zmiany namiaru PRN, a mianowicie $\alpha=5°$ lub $\alpha=10°$, w pierwszym przypadku pozostały czas lotu t_2 równa się 6-krotnej wartości czasu t_1, potrzebnego do zmiany namiaru o $\alpha=5°$, w drugim — 3-krotnej wartości czasu t_1, potrzebnego do zmiany namiaru o kąt $\alpha=10°$.

Przykład

Obliczyć pozostały czas lotu do PRN.
Dane: $\alpha=5°$; $t_1=4$ min.

Rozwiązanie

$\alpha=5°$; $t_2=6\cdot t_1$
$t_2=6\cdot 4=24$ min

W analogiczny sposób oblicza się odległość w czasie do bocznego *PRN*, z następującymi różnicami:

1) zmiana wartości namiaru o kąt α może być określona w czasie lotu za pomocą radionamiernika naziemnego, VOR lub radiolatarni bezkierunkowej i różnicy *KKR* o 5° na początku i w końcu pomiaru czasu t_1,
2) czas t_2 równa się 12-krotnej wartości t_1 przy $\alpha=5°$ oraz 6-krotnej wartości t_1 przy $\alpha=10°$.

Przykład

Obliczyć czas t_2 przy mijaniu trawersu bocznego PRN.
Dane: $\alpha=10°$; $t_1=5$ min.

Rozwiązanie

$\alpha=10°$; $t_2=6\cdot t_1$
$t_2=6\cdot 5=30$ km

RADIOTECHNICZNE SYSTEMY PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA

Lądowanie w trudnych warunkach meteorologicznych stanowi najtrudniejszy i najbardziej odpowiedzialny etap lotu. Ponieważ warunki meteorologiczne w rejonie lotniska lądowania w znacznym stopniu ograniczały możliwości wykorzystania statków powietrznych oraz efektywność działalności lotnictwa, już od zarania istnienia lotnictwa przywiązywano wiele uwagi do rozwoju urządzeń i systemów podejścia do lądowania w warunkach ograniczonej widoczności i idąc jeszcze dalej, w dowolnych warunkach meteorologicznych.

We współczesnych warunkach istnieją w tym względzie trzy główne tendencje rozwojowe, a mianowicie:

— rozwój systemów, w przypadku których kontrola i kierowanie statkiem powietrznym w procesie podejścia do lądowania odbywa się na podstawie wskazań przyrządów pokładowych oraz naziemnego wyposażenia radiotechnicznego i świetlnotechnicznego (ILS, SP-50, USL),

— rozwój systemów, w przypadku których kontrola i kierowanie statkiem powietrznym w procesie podejścia do lądowania odbywa się przez naprowadzanie (informacje, polecenia) z ziemi, na podstawie wskazań lotniskowych urządzeń radiolokacyjnych (radary, PAR, RSL),

— rozwój systemów, w przypadku których kontrola i sterowanie statkiem powietrznym w procesie podejścia do lądowania i lądowania odbywa się za pomocą automatycznych pokładowych lub naziemnych układów sterowania, z wykorzystaniem komputerów i autopilota.

Na podstawie tych tendencji zostały zaprojektowane i wdrożone bądź znajdują się w stadium eksperymentalnym liczne systemy podejścia do lądowania o różnym stopniu niezawodności, kosztu i dokładności oraz opracowane różne procedury (metody) ich wykorzystania w procesie podejścia do lądowania i lądowania.

Odpowiednio do wykorzystywanych aktualnie systemów podejścia do lądowania rozróżnia się procedury precyzyjnego i nieprecyzyjnego (klasycznego) podejścia do lądowania.

Procedury precyzyjnego podejścia do lądowania opierają się

o wykorzystanie do kontroli i kierowania statkiem powietrznym w procesie podejścia do lądowania trójwymiarowej „elektronicznej ścieżki" (toru) schodzenia, wytwarzanej przez naziemne urządzenia radiotechniczne (ILS, PAR).

Do nieprecyzyjnych (klasycznych) procedur podejścia do lądowania zalicza się procedury podejścia z wykorzystaniem radiokompasu i naziemnych radiolatarni bezkierunkowych, radionamiernika naziemnego i pokładowej radiostacji korespondencyjnej oraz systemu VOR.

10.15.1 KLASYCZNY SYSTEM PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA ZA POMOCĄ RADIOKOMPASU I RADIOLATARNI BEZKIERUNKOWYCH (SYSTEM USL, SYSTEM ADF)

System lądowania typu USL jest najprostszym i najstarszym ze stosowanych aktualnie systemów lądowania według wskazań przyrządów pokładowych, umożliwiających załogom statków powietrznych wyposażonych w radiokompas wykonanie nieprecyzyjnego (klasycznego) podejścia do lądowania w warunkach ograniczonej widoczności.

System ten składa się z kompleksu naziemnych urządzeń radiotechnicznych i pomocy świetlnotechnicznych oraz urządzeń pokładowych: radiokompasu, odbiornika markera i radiostacji korespondencyjnej.

W skład urządzeń naziemnych systemu wchodzą (rys. 10.63):

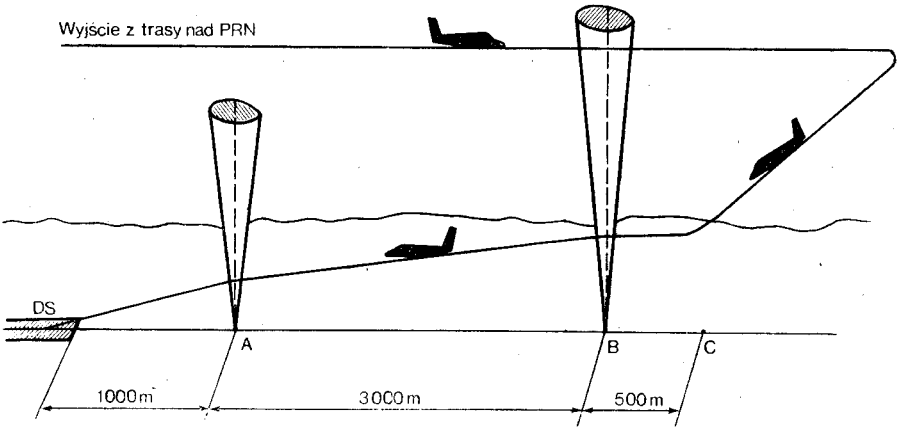
— dwie radiolatarnie bezkierunkowe (NDB — *Non-directional Beacon*) zwane również radiolatarniami prowadzącymi lub lokatorami (zewnętrzny i wewnętrzny),

— dwa—trzy markery (zewnętrzny, środkowy i wewnętrzny), zwane również radiolatarniami znakującymi lub nadajnikami radiosygnałowymi,

— automatyczny radionamiernik UKF z radiostacją korespondencyjną,

— układ oświetleniowy drogi startowej.

Jako lokatory kompasowe są wykorzystywane radiolatarnie bezkierunkowe małej mocy (od 20 W do kilku kW), pracujące w pasmie częstotliwości od 200 do 1600 kHz. Zasięg ich dzia-



Rys. 10.63. Przykładowe rozmieszczenie na lotnisku radiolatarni systemu lądowania za pomocą radiokompasu (system USL lub inaczej system ADF)
A — radiolatarnia wewnętrzna (bliższa) z markerem, *B* — radiolatarnia zewnętrzna (dalsza) z markerem, *C* — radionamiernik UKF, *DS* — droga startowa

łania zawiera się w zakresie od kilkudziesięciu do 200 km. Radiolatarnie o większym zasięgu spełniają jednocześnie niezależnie od funkcji w systemie lądowania, zadania punktów radionawigacyjnych umożliwiających załogom statków powietrznych wyposażonych w ARK wyprowadzenie statku z trasy na lotnisko lądowania. W systemie USŁ radiolatarnie te, wspólnie z markerami, wyznaczają płaszczyznę pionową osi drogi startowej (płaszczyznę kierunku lądowania).

Markery pracują na częstotliwości 75 MHz i promieniują energię elektromagnetyczną pionowo w górę. Pierwsze markery (*Z-Marker*) miały stożkową charakterystykę promieniowania, późniejsze zaś (*Fan Marker*) mają pionową charakterystykę w kształcie wachlarza, którego płaszczyzna jest prostopadła do kierunku osi drogi startowej.

Częstotliwość nośna 75 MHz markera jest modulowana częstotliwością akustyczną, która w odbiorniku pokładowym uruchamia akustyczne i optyczne urządzenia, sygnalizujące pilotowi moment przelotu nad markerem. Rozróżnia się marker zewnętrzny (OM — *Outer Marker*), radiomarker środkowy (MM — *Middle Marker*) i marker wewnętrzny (IM — *Inner Marker*). Markery są usta-

wiane na przedłużeniu osi drogi startowej, zazwyczaj wspólnie z lokatorami kompasowymi, tworząc kontrolne punkty radiosygnałowe (punkty kontroli odległości do progu drogi startowej i wysokości lotu).

Automatyczny radionamiernik UKF, ustawiony na przedłużeniu osi drogi startowej, jest stosowany jako dodatkowe (rezerwowe) źródło informacji o kierunku, na jakim znajduje się statek powietrzny w stosunku do miejsca jego ustawienia, do wyprowadzania statków na lotnisko, udzielanie pomocy załogom, które utraciły orientację geograficzną, oraz do identyfikacji statków powietrznych (gdy jest stosowany wspólnie z radiolokatorem dozorowania obszaru lotniskowego). Może on być również wykorzystany do wykonania podejścia do lądowania w przypadku awarii lokatorów kompasowych lub radiokompasu.

W procesie podejścia do lądowania pilot kontroluje i koryguje położenie statku powietrznego względem płaszczyzny kursu lądowania za pomocą radiokompasu, a prawidłowość schodzenia (zniżania) na podstawie wskazań wariometru i według czasu. Ponadto prawidłowość schodzenia oraz odległość do progu drogi startowej jest kontrolowana za pomocą markerów.

10.15.2
SYSTEM PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA WEDŁUG WSKAZAŃ PRZYRZĄDÓW ILS

System lądowania według wskazań przyrządów pokładowych ILS (*Instrument Landing System*) jest stacjonarnym radiotechnicznym systemem niskiego podejścia do lądowania, wytwarzającym w przestrzeni powietrznej trójwymiarową „elektroniczną ścieżkę" (tor) schodzenia w płaszczyźnie pionowej osi drogi startowej, dzięki której statki powietrzne wyposażone w odpowiednią aparaturę odbiorczo-wskaźnikową mogą wykonywać precyzyjne podejście do lądowania w warunkach ograniczonej widoczności.

W skład urządzeń naziemnych systemu ILS wchodzą (rys. 10.64): radiolatarnia kursowa, zwana również radiolatarnią kierunku lub lokalizatorem, radiolatarnia ścieżki schodzenia oraz 2—3 markery.

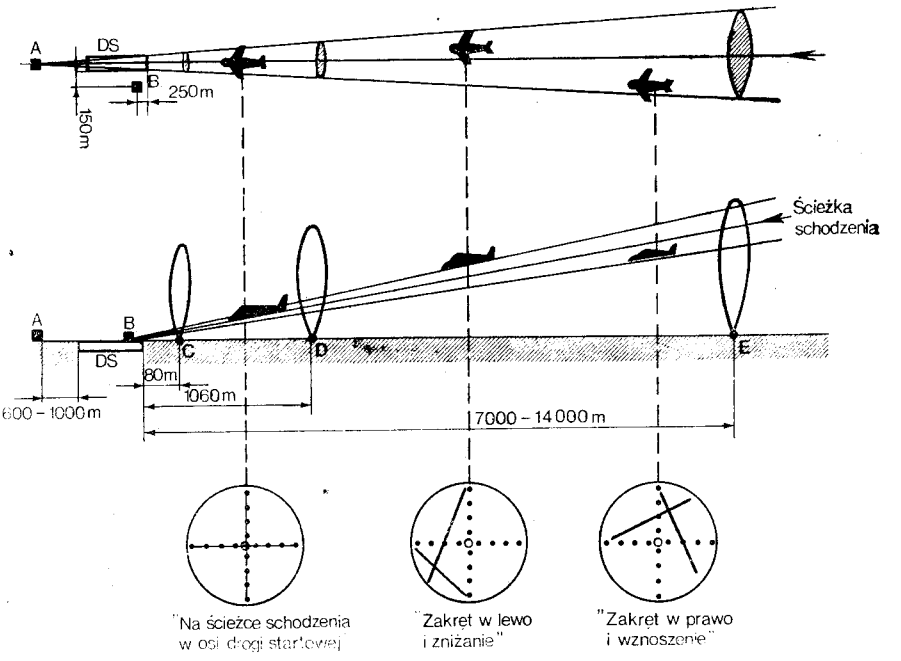
Wszystkie radiolatarnie są stacjonarne i zapewniają precyzyjne podejście do lądowania wyłącznie dla jednej drogi startowej.

Wskaźnik urządzenia pokładowego systemu jest dwuwskazówkowym krzyżowym wskaźnikiem dyspozycyjnym (patrz podrozdział 10.12.2).

Radiolatarnia kursowa jest ustawiona w osi drogi startowej, w odległości kilkuset metrów od końca drogi. Radiolatarnia ta wypromieniowuje wzdłuż drogi startowej dwie wiązki energii elektromagnetycznej o jednakowej częstotliwości nośnej, ustalonej dla danej radiolatarni w granicach od 108,1 do 111,9 MHz (z separacją co 0,2 MHz), lecz o różnej częstotliwości modulacji. Prawa wiązka modulowana jest częstotliwością 150 Hz, lewa — 90 Hz. Przecięcie się w przestrzeni poziomych charakterystyk tych dwu wiązek wyznacza linię kierunku (kursu) lądowania pokrywającą się z osią drogi startowej. Odbiornik pokładowy odbiera sygnał o dwu tonach modulacyjnych, które na jego wyjściu są oddzielane przez filtry, prostowane i doprowadzane do wskaźnika optycznego, umieszczonego na tablicy przyrządów pokładowych. Wskazówka pionowa wskaźnika zajmuje położenie środkowe (zerowe), gdy obydwa tony mają jednakowe natężenie, tj. wówczas, gdy statek powietrzny znajduje się w płaszczyźnie pionowej osi drogi startowej. Jeżeli zaś statek powietrzny znajduje się po jednej lub drugiej stronie tej płaszczyzny, wskazówka odchyla się w prawo lub w lewo, zależnie od tego, czy wystąpiła przewaga modulacji 90 Hz czy 150 Hz (rys. 10.65).

Na osi drogi startowej różnica głębokości modulacji równa się zeru. Sektor, w którym różnica głębokości modulacji częstotliwości nośnej przez obydwie niskie częstotliwości (90 Hz i 150 Hz) jest proporcjonalna do liniowego bocznego odchylenia statku powietrznego od osi drogi startowej, a tym samym i do odchylenia pionowej wskazówki wskaźnika krzyżowego od jej położenia środkowego, wynosi $\pm 2{,}5°$. Przy większych odchyleniach od osi drogi startowej różnica głębokości modulacji także zwiększa się, lecz zmiana ta nie jest proporcjonalna do wartości bocznego odchylenia, a następnie może zachowywać stałą wartość lub zmniejszać się, zachowując jednak zawsze stały znak.

Odwrócony o 180° kierunek płaszczyzny radiolatarni kursowej pozwala wykorzystać tę radiolatarnię do lądowania statku powietrznego — bez ścieżki schodzenia — z kierunku przeciwnego, przy czym wskazania wskaźnika są odwrócone o 180°.



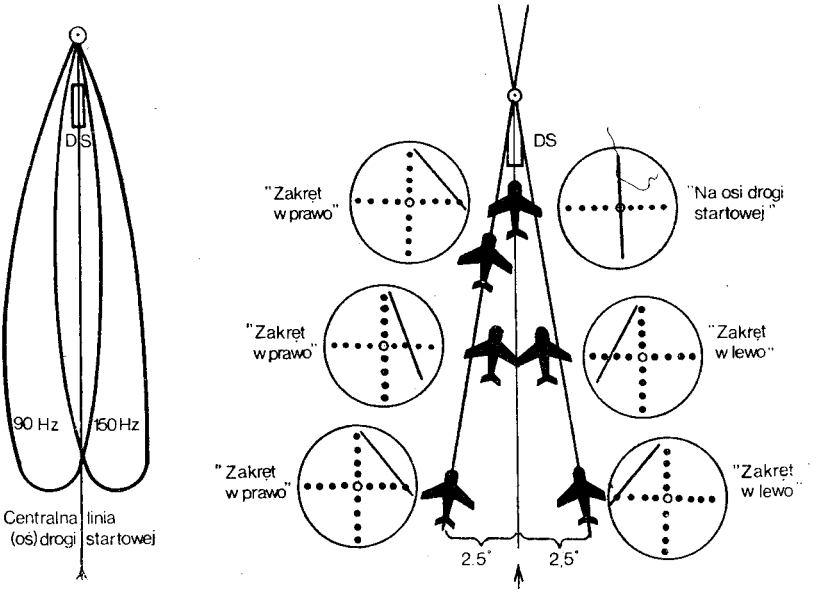
Rys. 10.64. Schemat rozmieszczenia urządzeń ILS na lotnisku oraz wskazania pionowej i poziomej wskazówki wskaźnika przy podejściu do lądowania

A — radiolatarnia kursowa, *B* — radiolatarnia ścieżki schodzenia, *C* — marker wewnętrzny (IM), *D* — marker środkowy (MM), *E* — marker zewnętrzny (OM), *DS* — droga startowa

Zasięg działania radiolatarni kursowej w wykorzystywanym sektorze przedniej wiązki zawiera się w zakresie 45—70 km.

Każdemu kanałowi radiolatarni kursowej odpowiada kanał radiolatarni ścieżki schodzenia, co umożliwia zestrojenie obu odbiorników pokładowych systemu ILS.

Radiolatarnia ścieżki schodzenia pracująca na częstotliwości nośnej od 328,7 MHz do 335 MHz (z separacją co 0,3 MHz), wytwarza w analogiczny sposób za pomocą dwu wiązek ścieżkę schodzenia w płaszczyźnie pionowej. Górna wiązka modulowana jest częstotliwością 90 Hz, dolna — 150 Hz. Schodzenie (zniżanie) statku powietrznego odbywa się po linii jednakowego natężenia obydwu sygnałów, powstającej w wyniku przecięcia się charakterystyk pionowych obydwu wiązek (rys. 10.66).



Rys. 10.65. Wskazania pionowej wskazówki wskaźnika krzyżowego przy podejściu do lądowania
wskaźnik 4-kropkowy (4 kropki na promieniu tarczy); maksymalne odchylenie wskazówki przy odchyleniu statku od osi drogi startowej ±2,5° i więcej; 1 kropka ≈0,6°

Jeżeli statek powietrzny znajduje się na linii jednakowego natężenia sygnałów, czyli na właściwej ścieżce schodzenia, wskazówka pozioma wskaźnika zajmuje położenie środkowe. Jeżeli zaś statek powietrzny znajduje się nad lub pod ścieżką schodzenia, wskazówka wskaźnika odchyla się do dołu lub do góry, zależnie od tego, czy nastąpiła przewaga modulacji 90 Hz czy 150 Hz.

Kąt nachylenia ścieżki schodzenia względem płaszczyzny poziomej zawarty jest zazwyczaj w zakresie 2°—3° i może być dowolnie regulowany. Należy podkreślić, że oprócz właściwej ścieżki schodzenia występuje jeszcze druga, fałszywa ścieżka (może być kilka), nachylona pod znacznie większym kątem do płaszczyzny poziomej (około 15° przy kącie nachylenia właściwej ścieżki 3°). Pilot łatwo odróżni ścieżkę właściwą od ścieżki fałszywej, gdyż wariometr w ścieżce fałszywej wskaże znacznie większą prędkość schodzenia niż normalna. Ponadto wejście na

ścieżkę schodzenia przy podejściu do lądowania odbywa się od dołu, co zapewnia wykorzystanie właściwej ścieżki schodzenia.
Dzięki szerokiej charakterystyce poziomej promieniowania układu antenowego radiolatarni ścieżki schodzenia, radiolatarnia nie musi się znajdować dokładnie na osi drogi startowej. Zazwyczaj jest ona instalowana około 150 m z boku osi lądowania oraz w odległości około 250 m od progu (początku) drogi. Przedłużenie ścieżki schodzenia przecina się przy tym z osią drogi startowej w odległości około 300 m od progu (początku) tej drogi.
Zasięg działania radiolatarni ścieżki schodzenia w sektorze poziomym $\pm 8^\circ$ od osi drogi startowej wynosi 8—25 km.
Wskaźnik urządzenia pokładowego jest krzyżowym wskaźnikiem dyspozycyjnym. Gdy statek powietrzny leci w płaszczyźnie pionowej osi drogi startowej i znajduje się na ścieżce schodzenia, wskazówki krzyżują się pod kątem prostym. Odchylenia wskazówek od tego położenia wskazują pilotowi odpowiednio kierunek wykonania zakrętu (wskazówka pionowa) lub kierunek zmiany wysokości lotu, tzn. wznoszenie lub zniżanie (wskazówka pozioma), w celu utrzymania statku powietrznego na nominalnym torze schodzenia (rys. 10.64).
Gdy statek powietrzny leci z kursem lądowania, pionowa wskazówka wskazuje stronę, w której znajduje się oś drogi startowej w stosunku do statku, a gdy leci z kursem przeciwnym — wskazuje stronę, w której znajduje się statek w stosunku do osi drogi startowej.
Sygnały radiolatarni mogą być przekazywane bezpośrednio z odbiorników pokładowych do układu dyspozycyjnego sterowania lotem statku i pilota automatycznego.

W skład wyposażenia naziemnego systemu ILS mogą wchodzić 2 lub 3 markery, ustawione na przedłużeniu osi drogi startowej i promieniujące pionowo do wysokości około 1000 m sygnały radiowe na częstotliwości nośnej 75 MHz z różnymi częstotliwościami modulacji (charakterystyka pionowa promieniowania w kształcie wachlarza). W przypadku trzech markerów rozróżnia się: marker zewnętrzny (OM — *Outer Marker*), środkowy (MM — *Middle Marker*) i wewnętrzny (IM — *Inner Marker*). Markery umożliwiają pilotowi kontrolę odległości do progu drogi startowej oraz ocenę wysokości.

Marker zewnętrzny, ustawiony w odległości 7—14 km od progu drogi startowej (zależnie od lokalnych warunków), nadaje 2 kreski na sekundę (niski ton), marker środkowy (jeżeli występuje) ustawiany w odległości około 1 km od progu drogi startowej, nadaje na przemian kropki i kreski (średni ton), marker wewnętrzny, ustawiany między markerem środkowym i progiem drogi startowej, w punkcie, nad którym statek powietrzny powinien osiągnąć na ścieżce schodzenia wysokość decyzji, nadaje 6 kropek na sekundę (wysoki ton).

Oprócz kontroli akustycznej przelotu nad określonym markerem (niski, średni lub wysoki ton w słuchawkach) stosuje się sygnalizację optyczną za pomocą 3 różnokolorowych lampek sygnalizacyjnych (purpurowa — OM; bursztynowa — MM; biała — IM).

Radiolatarnia kursowa ILS nadaje 6 razy na minutę 3-literowy sygnał identyfikacyjny alfabetem Morse'a. W celu uniknięcia ewentualnych pomyłek, sygnał identyfikacyjny poprzedzony jest zawsze literą „i" (dwie kropki), z odstępem 0,6 sekundy przed pierwszą literą sygnału.

Zgodnie z ustaleniami ICAO, rozróżnia się następujące kategorie ILS:

— system ILS kategorii I — system ILS, który zapewnia prowadzenie statku po torze schodzenia od granicy strefy działania systemu (pokrycia systemu) aż do punktu, w którym linia kursu wytworzona przez radiolatarnię kursową przecina tor schodzenia na wysokości równej lub mniejszej niż 60 m nad płaszczyzną poziomą przechodzącą przez próg drogi startowej,

— system ILS kategorii II — system ILS, który zapewnia prowadzenie od granicy pokrycia systemu aż do punktu, w którym linia kursu lądowania wytworzona przez radiolatarnię kursową przecina tor schodzenia na wysokości równej lub mniejszej niż 15 m nad płaszczyzną poziomą przechodzącą przez próg drogi startowej,

— system ILS kategorii III — system ILS, który zapewnia, w razie potrzeby za pomocą dodatkowego urządzenia, prowadzenie od granicy pokrycia systemu aż do powierzchni drogi startowej i wzdłuż tej powierzchni.

10.15.3
RADIOLOKACYJNY SYSTEM PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA WEDŁUG INFORMACJI (POLECEŃ) Z ZIEMI (RSL, GCA)

System GCA (*Ground Controlled Approach*) jest radiolokacyjnym systemem kontroli i kierowania ruchem statku powietrznego po torze podejścia do lądowania przez podawanie informacji (poleceń) z ziemi.

System ten, dzięki wytwarzaniu na kierunku osi drogi startowej „elektronicznej ścieżki" schodzenia, umożliwia pilotowi wykonanie precyzyjnego podejścia do lądowania w warunkach ograniczonej widoczności. W celu wykorzystania systemu na pokładzie statku powietrznego potrzebna jest wyłącznie radiostacja korespondencyjna.

Podejście do lądowania w systemie GCA polega na wyprowadzeniu statku powietrznego za pomocą radiolokatora obserwacji okrężnej na kierunek osi drogi startowej i sprowadzenie go do progu drogi startowej za pomocą radiolokatora precyzyjnego podejścia.

Wyprowadzenie statku na kierunek osi drogi startowej może również pilot wykonywać samodzielnie (bez poleceń z ziemi) za pomocą radiolatarni bezkierunkowych NDB, radionamiernika naziemnego lub VOR.

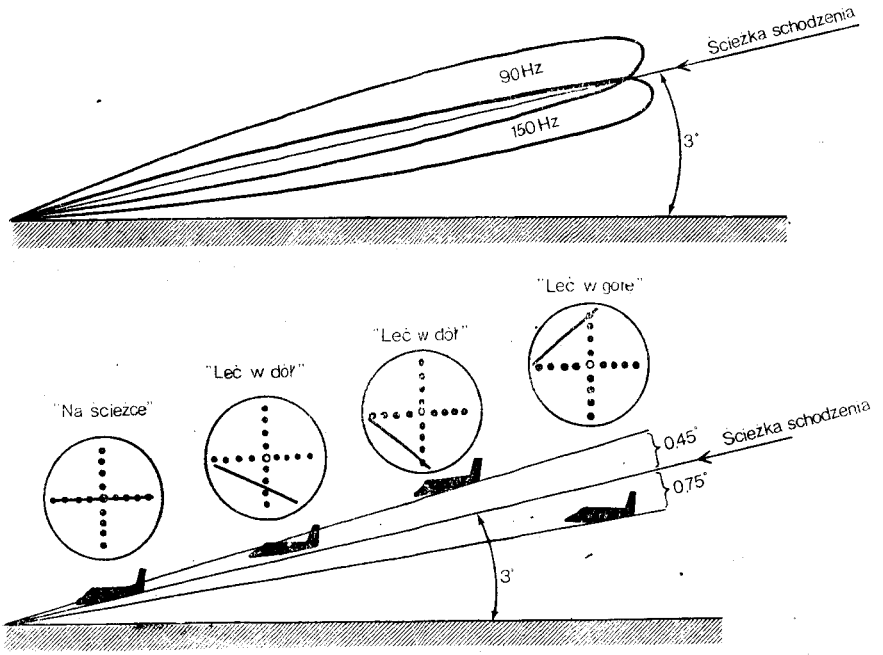
W procesie podejścia pilot koryguje i utrzymuje statek powietrzny na nominalnym torze podejścia na podstawie informacji (poleceń) otrzymywanych z ziemi, sterując statkiem według wskazań pokładowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych.

W skład urządzeń naziemnych systemu GCA wchodzi (rys. 10.67);

— radiolokator obserwacji okrężnej,
— radiolokator precyzyjnego podejścia do lądowania, zwany również radiolokatorem lądowania,
— ultrakrótkofalowy automatyczny radionamiernik naziemny,
— radiostacje korespondencyjne.

Zamiast radionamiernika naziemnego, w skład systemu może wchodzić radiolokator, pracujący według systemu radiolokacji wtórnej.

Jako radiolokator obserwacji okrężnej, służący do wyprowadzenia statku powietrznego na kierunek osi drogi startowej, może być wykorzystany lotniskowy radiolokator obserwacji okrężnej



Rys. 10.66. Wskazania poziomej wskazówki wskaźnika krzyżowego podczas podejścia do lądowania

wskaźnik 4-kropkowy (4 kropki na promieniu tarczy); maksymalne odchylenie wskazówki przy: odchyleniu statku od centralnej linii ścieżki schodzenia „w górę" o +0,45° i więcej — 1 kropka ≈ 0,11°; odchyleniu „w dół" — 0,75° i więcej — 1 kropka ≈ 0,19°

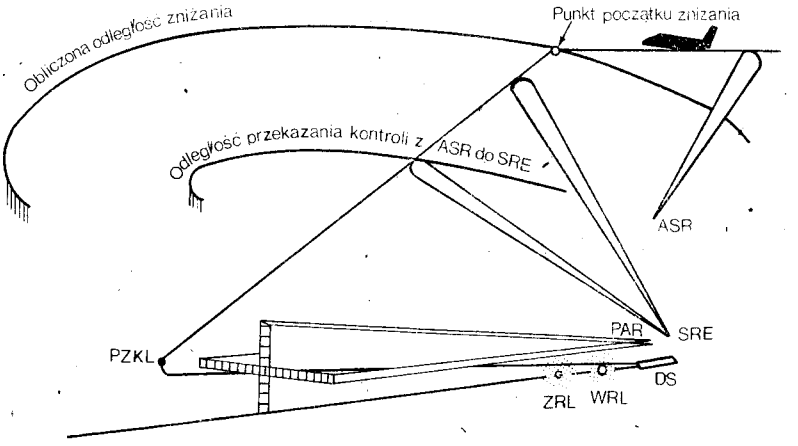
ASR (*Airfield Surveillance Radar*) lub oddzielny radiolokator obserwacji okrężnej kontroli zbliżania SRE (*Surveillance Radar Equipment*) wchodzący integralnie w skład urządzeń systemu GCA. Na ekranie obserwacji okrężnej PPI (*Plan Position Indicator*) tego radiolokatora są zobrazowane pozycje statków powietrznych i obiektów stałych w promieniu 50—100 km do wysokości około 3000 m. Na podstawie tego obrazu kontroler radiolokatora SRE (ASR) odczytuje kierunek i odległość pozycji statku powietrznego (nie otrzymuje jednak informacji o wysokości lotu). Wysokość lotu określa on opierając się o stały kąt zniżania i odległość statku powietrznego do punktu przyziemienia.

Radar zbliżania umożliwia dokładną identyfikację poszczególnych statków powietrznych na ekranie PPI, dzięki zastosowaniu ultra-

krótkofalowego automatycznego radionamiernika naziemnego VDF (*Very High Frequency Direction Finder*) lub radiolokatora pracującego według systemu radiolokacji wtórnej SSR (*Secondary Surveillance Radar*).

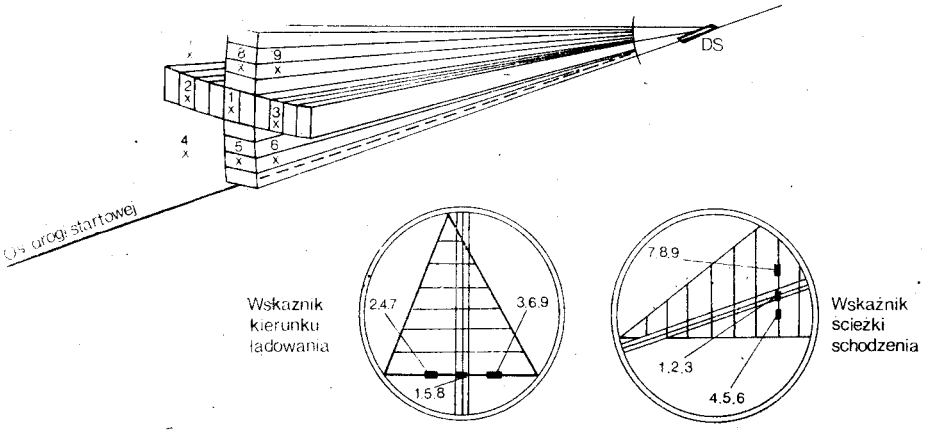
Radiolokator precyzyjnego podejścia do lądowania PAR (*Precision Approach Radar*) służy do obserwacji i kierowania lotem statku powietrznego na odcinku podejścia końcowego. Kierowanie to polega na przekazywaniu pilotowi drogą radiową informacji o położeniu statku powietrznego względem nominalnej ścieżki schodzenia i odległości do progu drogi startowej.

Układ antenowy PAR składa się z 2 anten kierunkowych, promieniujących wiązki przeszukujące przestrzeń ruchem wahadłowym. Wiązka płaszczyzny pionowej ma 1,5° wysokości oraz 0,6° szerokości i przeszukuje 20-stopniowy sektor w azymucie, którego linia środkowa pokrywa się z osią drogi startowej. Wiązka płaszczyzny poziomej ma 0,4° wysokości oraz 3° szerokości i przeszukuje 7-stopniowy sektor, którego linia środkowa pokrywa się z nominalną ścieżką schodzenia. Każda wiązka przeszukuje swój sektor 4 razy na sekundę. Ścieżka schodzenia jest zobrazowana na ekranach 2 wskaźników (na jednym w płaszczyźnie pionowej, a na drugim w płaszczyźnie poziomej), jak na rysunku 10.68. Dokładność pomiaru odległości 60 m ±2% mierzonej odległości.



Rys. 10.67. Rozmieszczenie na lotnisku urządzeń systemu RSL (GCA)

Kontroler (operator) radiolokatora PAR przejmuje statek powietrzny od kontrolera (operatora) SRE lub ASR w odległości 8—24 km, w zależności od warunków meteorologicznych i rozmiarów statku powietrznego, obserwuje ruch obrazu statku na ekranach wskaźników i przekazuje na pokład statku powietrznego drogą radiową odpowiednie informacje (polecenia) umożliwiające pilotowi wykonanie podejścia po nominalnym torze schodzenia.



Rys. 10.68. Ekrany wskaźników kierunku lądowania i ścieżki schodzenia

11

PRZYGOTOWANIE NAWIGACYJNE DO WYKONYWANIA LOTÓW

11.1

OGÓLNE PRZYGOTOWANIE NAWIGACYJNE

11.1.1

CEL I ZAKRES OGÓLNEGO PRZYGOTOWANIA NAWIGACYJNEGO

Ogólne przygotowanie nawigacyjne ma na celu:

— przygotowanie personelu latającego pod względem nawigacyjnym do wykonywania lotów,

— podnoszenie poziomu wyszkolenia nawigacyjnego personelu latającego,

— skrócenie do minimum zakresu i czasu przygotowania nawigacyjnego personelu latającego do każdego lotu.

Ogólne przygotowanie nawigacyjne prowadzi się w okresach:

— od chwili rozpoczęcia tego przygotowania do chwili otrzymania zadania na lot,

— od zakończenia lotu do chwili otrzymania zadania na lot następny.

Ogólne przygotowanie nawigacyjne obejmuje:

— szkolenie teoretyczne i praktyczne personelu latającego,

— ogólne przygotowanie map,

— studiowanie rejonu lotów,

— przygotowanie osobistego wyposażenia nawigacyjnego,

— okresowe sprawdzanie personelu latającego z zakresu teorii i praktyki nawigowania statków powietrznych.

11.1.2
SZKOLENIE TEORETYCZNE I PRAKTYCZNE PERSONELU LATAJĄCEGO

Szkolenie personelu latającego prowadzi się metodami:
— wykładów,
— treningów w obliczeniach nawigacyjnych i opracowywaniu mapy,
— treningów na urządzeniach treningowych i bezpośrednio na statkach powietrznych,
— przećwiczeń lotu.
Personel latający jest szkolony na podstawie odpowiednich programów, planów szkolenia i literatury fachowej przez personel kierowniczy służby nawigacyjnej.

11.1.3
OGÓLNE PRZYGOTOWANIE MAP

Ogólne przygotowanie map obejmuje:
— przygotowanie mapy sytuacji nawigacyjnej,
— ogólne przygotowanie map trasowych (przelotowych).

11.1.3.1. Przygotowanie mapy sytuacji nawigacyjnej

Mapa sytuacji nawigacyjnej jest to mapa, na której są naniesione aktualne naziemne i powietrzne elementy sytuacji nawigacyjnej rejonu lotów, ważne ze stanowiska nawigacyjnego zabezpieczenia wykonywanych w tym rejonie lotów i zadań.
Mapę sytuacji nawigacyjnej wykorzystuje personel kierowniczy służby nawigacyjnej jako poglądowe źródło informacji o aktualnej sytuacji nawigacyjnej w rejonie lotów, w czasie przygotowywania i wykonywania lotów szkolnych i zadań lotniczych oraz w czasie zapoznawania personelu latającego ze specyfiką rejonu lotów i możliwymi zmianami sytuacji nawigacyjnej i terenowej.
Zależnie od potrzeby, na mapę sytuacji nawigacyjnej nanosi się następujące elementy sytuacji nawigacyjnej i terenowej:
— granice państwowe,
— główne punktowe, powierzchniowe i liniowe obiekty orientacyjne, ułatwiające orientację geograficzną według kierunku i odległości,

— naziemne radiotechniczne i świetlnotechniczne pomoce nawigacyjne,
— główne wzniesienia terenu oraz przeszkody lotnicze,
— deklinację magnetyczną i rejony anomalii magnetycznych,
— lotniska i lądowiska,
— strefy zakazane, niebezpieczne, ograniczone (w których obowiązują szczególne warunki lotu),
— drogi lotnicze i stałe trasy krajowe,
— bramy wlotowe i wylotowe,
— standardowe trasy odlotów i dolotów,
— sektory zbiórek i rozpuszczania grup,
— strefy oczekiwania.

Załącza się też tabele świtu i zmroku, wykaz pomocy nawigacyjnych z danymi ich pracy, promienie działania i zasięgi lotu.

Zobrazowana na mapie sytuacja nawigacyjna i terenowa powinna być systematycznie uaktualniana. Zaleca się w tym celu prowadzenie rejestracji zachodzących zmian.

11.1.3.2. Ogólne przygotowanie map trasowych (przelotowych)

W komplet wyposażenia osobistego personelu latającego wchodzą mapy trasowe (przelotowe).

Ogólne przygotowanie tych map polega na doborze i sklejeniu odpowiednich arkuszy map, uaktualnieniu sytuacji terenowej, naniesieniu (wrysowaniu) na mapy elementów sytuacji nawigacyjnej oraz na odpowiednim (dogodnym do posługiwania się nimi) złożeniu map.

Dobór i zasady sklejania map omówiono w podrozdz. 2.4.

Jeżeli główne obiekty orientacyjne nie zostały na mapie wydrukowane dostatecznie czytelnie, konieczne jest oznaczenie tych obiektów kolorowymi ołówkami lub tuszem.

Linie kolejowe oznacza się kolorem czarnym, przy tym linie jednotorowe uwidacznia się poprzecznymi kreseczkami o długości 0,5 cm co 3—5 cm, dwutorowe — parami kreseczek itd. Stacje kolejowe oznacza się kolorem czerwonym, z odpowiedniej strony linii kolejowej. Duże miasta o określonym konturze oznacza się lekko kolorem żółtym.

Przydatność mapy, z nawigacyjnego punktu widzenia, ocenia się

między innymi okresem jej sporządzenia i wydania. Wraz z upływem czasu mapa „starzeje się", pojawiają się nowe linie kolejowe, drogi, osiedla, lasy, zbiorniki wodne, stare miasta i wsie rozbudowują się itp., słowem, zmienia się poważnie charakter terenu i rodzaj obiektów orientacyjnych.

W ramach ogólnego przygotowania map personel latający powinien sprawdzać aktualność swoich map i nanosić na nie niezbędne poprawki.

Na mapy nanosi się zależnie od potrzeby:

— granice państwowe,
— urządzenia radiotechniczne i pomoce świetlnotechniczne,
— główne wzniesienia i przeszkody lotnicze,
— deklinację magnetyczną (rejony anomalii magnetycznych),
— drogi lotnicze i stałe trasy lotnicze,
— strefy zakazane, niebezpieczne, ograniczone i inne.

Stosowane w tym celu znaki umowne są podane na każdej mapie lotniczej.

Ogólne przygotowanie przez personel latający map trasowych w znacznym stopniu skraca czas nawigacyjnego przygotowania do lotu.

Zasady przygotowania map do celów radionamierzania podano w rozdz. 10.

11.1.4

STUDIOWANIE REJONU LOTÓW

Personel latający studiuje rejon lotów na podstawie:

— mapy sytuacji nawigacyjnej,
— map lotniczych w różnych skalach,
— zbiorów informacji lotniczych,
— instrukcji użytkowania lotnisk,
— innych materiałów źródłowych.

Promień studiowanego rejonu lotów zależy od rodzaju lotnictwa i przewidywanego charakteru wykonywanych zadań.

W wyniku studiowania rejonu lotów personel latający powinien znać:

— podstawowe powierzchniowe, liniowe i punktowe obiekty orientacyjne, ich cechy charakterystyczne oraz możliwość wykorzystania do prowadzenia orientacji wzrokowej,
— ukształtowanie pionowe terenu i jego główne wysokości,

— główne przeszkody lotnicze,
— deklinacje i anomalie magnetyczne,
— granice rejonów i stref kontrolowanych oraz rejonów nadzorowanych lotnisk,
— granice rejonów informacji powietrznej i granice państwa,
— przebieg i rozmiary dróg lotniczych oraz rozmieszczenie stref zakazanych, niebezpiecznych i ograniczonych,
— punkty meldowania,
— rozmieszczenie naziemnych urządzeń radiotechnicznych (trasowych i lotniskowych), ich częstotliwości pracy, znaki rozpoznawcze (wywoławcze), czas i rodzaj pracy oraz zasięg działania,
— lotniska (lądowiska) oraz procedury podejścia do lądowania i procedury odlotu, obowiązujące na tych lotniskach,
— sposoby wznawiania orientacji,
— klimatyczne właściwości rejonu.

11.1.5
PRZYGOTOWANIE OSOBISTEGO WYPOSAŻENIA NAWIGACYJNEGO

Osobiste wyposażenie nawigacyjne ułatwia personelowi latającemu przygotowanie i wykonanie lotu.

W skład osobistego wyposażenia nawigacyjnego wchodzą:
— mapy lotnicze oraz niezbędne materiały pomocnicze (schematy procedur podejścia do lądowania, procedur odlotu, informatory, dzienniki pokładowe, tabele, wykresy itp.),
— wykaz danych pracy naziemnych urządzeń radionawigacyjnych (jeżeli nie są naniesione na mapie),
— skalówka i kątomierz,
— suwak nawigacyjny (kalkulator, wiatromierz itp.),
— przybory do pisania.

11.1.6
OKRESOWE SPRAWDZANIE WIADOMOŚCI PERSONELU LATAJĄCEGO Z ZAKRESU TEORII I PRAKTYKI NAWIGOWANIA STATKÓW POWIETRZNYCH

Sprawdzanie znajomości teorii i praktyki nawigowania statków powietrznych przeprowadza się poprzez:

— egzaminy pisemne i ustne oraz sprawdzenia na urządzeniach treningowych i bezpośrednio na statkach powietrznych,
— przećwiczenia lotu na ziemi.

Wyniki sprawdzeń stanowią podstawę do nadawania załogom uprawnień do wykonywania lotów w określonych warunkach, zgodnie z osiągniętym poziomem wyszkolenia.

11.2

NAWIGACYJNE PRZYGOTOWANIE PERSONELU LATAJĄCEGO DO LOTU

11.2.1
ZADANIA PERSONELU KIEROWNICZEGO SŁUŻBY NAWIGACYJNEJ

Do podstawowych zadań personelu kierowniczego służby nawigacyjnej przed zapoznaniem personelu latającego z zadaniem na lot należy:
— opracowywanie i przedstawianie kierownictwu danych nawigacyjnych i propozycji niezbędnych do podjęcia decyzji,
— opracowywanie nawigacyjnych elementów decyzji przełożonego.

Zakres opracowywania propozycji nawigacyjnych elementów decyzji zależy od rodzaju zadania, sytuacji nawigacyjnej oraz czasu przewidzianego na to przygotowanie.

Propozycje te mogą dotyczyć:
— tras (osi tras, odcinków dróg lotniczych),
— profilu i nawigacyjnego reżymu lotu,
— minimalnych warunków meteorologicznych wykonywania zadania,
— sposobów zbiórek grup, nawigowania, rozpuszczenia grup i lądowania,
— lotnisk (lądowisk) zapasowych,
— krytycznych punktów powrotu z trasy,
— sposobów wykonania zadania pod względem nawigacyjnym,
— przedsięwzięć w zakresie bezpieczeństwa lotów.

Przy opracowywaniu propozycji nawigacyjnych elementów decyzji kierowniczy personel służby nawigacyjnej posługuje się między innymi mapą sytuacji nawigacyjnej. Mapa ta zawiera

wyraźnie zaznaczone znaczące elementy sytuacji nawigacyjnej dla danego rodzaju lotnictwa i rodzaju wykonywanych zadań. Mapę tę przygotowuje i uaktualnia kierowniczy personel służby nawigacyjnej.

Podczas opracowywania propozycji konieczna jest ścisła współpraca kierowniczego personelu nawigacyjnego ze specjalistami innych służb.

Po podjęciu decyzji przez przełożonego, kierowniczy personel służby nawigacyjnej powinien:

— wykonać obliczenia nawigacyjne związane z realizacją decyzji przełożonego,

— przygotować niezbędne materiały nawigacyjne dotyczące objaśnienia zadania personelowi latającemu,

— uczestniczyć w planowaniu przygotowania do lotów, zgłaszaniu lotów, zamawianiu pracy naziemnych urządzeń nawigacyjnych i lotnisk zapasowych,

— udzielić wytycznych nawigacyjnych personelowi latającemu i personelowi naziemnemu zabezpieczającemu loty,

— rozszerzyć i sprecyzować, w czasie objaśniania zadania, wytyczne przełożonego w zakresie elementów nawigacyjnych związanych z przygotowaniem i wykonaniem lotu (zadania).

Po objaśnieniu zadania kierowniczy personel nawigacyjny powinien:

— udzielić pomocy podległemu personelowi w przygotowaniu do wykonania zadania (lotu) pod względem nawigacyjnym,

— uczestniczyć w kontroli przygotowania personelu latającego,

— udzielić instruktażu pod względem nawigacyjnym personelowi naziemnemu zabezpieczającemu loty.

Zależnie od poziomu przygotowania personelu latającego i konkretnej sytuacji nawigacyjnej załoga może przygotować się do wykonania otrzymanego zadania samodzielnie.

11.2.2
CEL I PODZIAŁ NAWIGACYJNEGO PRZYGOTOWANIA PERSONELU LATAJĄCEGO DO LOTU

Nawigacyjne przygotowanie do lotu obejmuje czynności personelu latającego, wykonywane w okresie od otrzymania zadania do startu.

Nawigacyjne przygotowanie do lotu dzieli się na:
— wstępne przygotowanie nawigacyjne do lotu,
— bezpośrednie przygotowanie nawigacyjne do lotu.

11.2.3
WSTĘPNE PRZYGOTOWANIE NAWIGACYJNE DO LOTU

11.2.3.1. Zakres wstępnego przygotowania nawigacyjnego do lotu

Wstępne przygotowanie nawigacyjne do lotu obejmuje:
— zapoznanie personelu latającego z zadaniem i planem przygotowania do lotów,
— zapoznanie z wytycznymi nawigacyjnymi związanymi z przygotowaniem i wykonaniem zadania,
— przygotowanie map do lotu,
— wybór, wykreślenie i opis trasy lotu,
— wybór profilu i nawigacyjnego reżymu lotu,
— wstępne obliczenie lotu,
— studiowanie rejonu (pasa) trasy lotu,
— opracowanie nawigacyjnego planu lotu,
— trening na urządzeniach treningowych lub statku powietrznym,
— sprawdzenie gotowości do lotu.

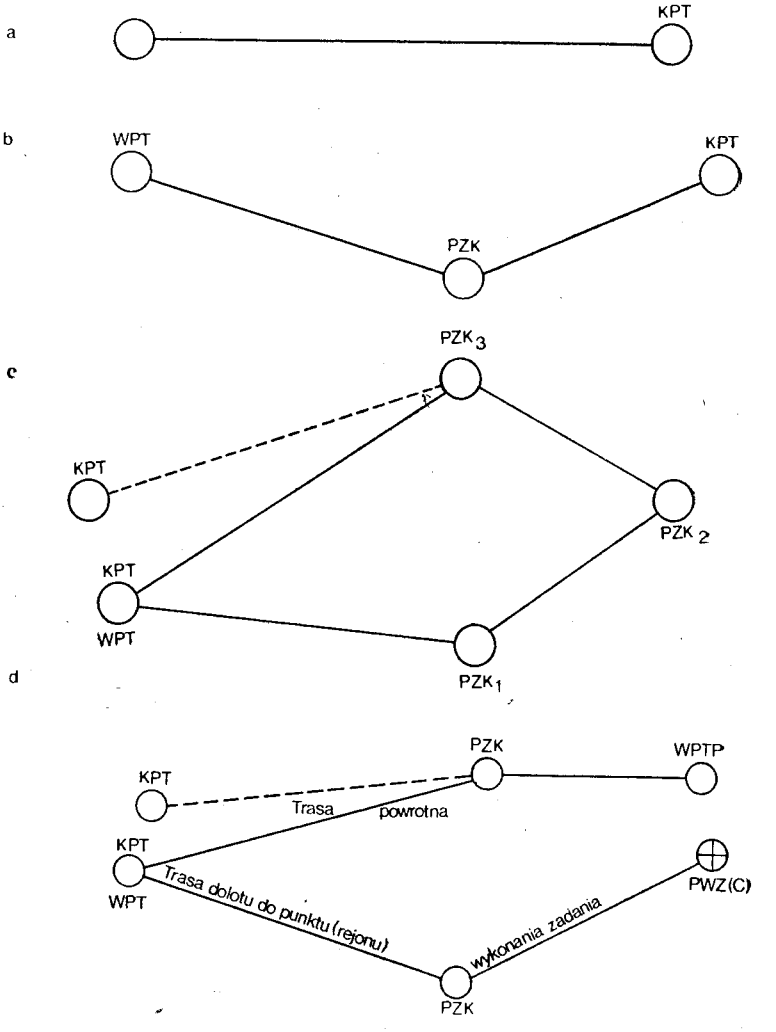
11.2.3.2. Wybór, wykreślanie i opis trasy lotu

Zależnie od nawigacyjnej sytuacji lotu trasa lotu może być prostoliniowa (jednoodcinkowa) bądź też z jedną lub kilkoma zmianami kierunku lotu (załamaniami trasy), może mieć ona również przebieg zamknięty (np. loty szkoleniowe, treningowe) lub przy lotach na wykonanie specjalnego zadania, składać się z dwóch oddzielnych tras cząstkowych, a mianowicie: trasy dolotu do punktu (obiektu, rejonu) wykonywania zadania (celu) i trasy powrotnej (lotnictwo cywilne, świadczące usługi na rzecz różnych dziedzin gospodarki narodowej; lotnictwo wojskowe itp.).

Pierwszy i drugi przypadek przebiegu trasy lotu występuje wówczas, kiedy lotnisko startu i lotnisko lądowania położone są w znacznym od siebie oddaleniu i lądowanie odbywa się w końcowym punkcie trasy, na przykład, przy przelotach, przebazowaniach, lotach transportowych.

W przypadku lotów szkoleniowych start i lądowanie odbywa się zazwyczaj na tym samym lotnisku (rys. 11.1).

Jeżeli loty odbywają się poza drogami lotniczymi i stałymi trasami krajowymi lub jeżeli trasa lotu nie została sprecyzowana w zadaniu (podany został tylko obiekt lub rejon wykonywania zadania), załoga powinna wybrać trasę lotu samodzielnie. Wy-



Rys. 11.1. Przykładowe przebiegi tras lotu

a — trasa jednoodcinkowa, *b* — trasa z jedną zmianą kierunku lotu, *c* — trasa zamknięta, *d* — trasa lotu na wykonanie zadania

brana przez załogę trasa lotu powinna być w zasadzie zatwierdzona przez przełożonego załogi.

Podczas szkolenia praktycznego w powietrzu trasę lotu wybiera się zgodnie z ustaleniami odpowiedniego programu szkolenia.

W wyborze przebiegu trasy lotu należy kierować się następującymi względami: niezawodnością orientacji geograficznej i dogodnością wykonania lotu (możliwie najmniejszą liczbą zmian kierunku lotu i nawigacyjnego reżymu lotu), bezpieczeństwem lotu, warunkami meteorologicznymi, możliwościami celowego wykorzystania wyposażenia statku powietrznego i naziemnych nawigacyjnych urządzeń zabezpieczenia lotu oraz przesłankami ekonomicznymi.

Podczas wyboru trasy lotu należy uwzględniać w szczególności:

— rodzaj zadania i lotu (lot z widocznością ziemi, lot według wskazań przyrządów),

— dogodność prowadzenia orientacji geograficznej (wzrokowej, przyrządowej),

— możliwość dogodnego wyjścia nad punkt wykonania zadania i manewr w rejonie tego punktu,

— dogodność odejścia na trasę,

— położenie stref zakazanych, niebezpiecznych i ograniczonych,

— rzeźbę terenu,

— warunki meteorologiczne na trasie lotu,

— najmniejszą liczbę zmian kierunku lotu,

— dogodność podejścia do lądowania.

Jeżeli lot ma się odbywać w przestrzeni powietrznej kontrolowanej, trasę lotu wybiera się zgodnie z przebiegiem dróg lotniczych lub ich odcinków.

W przypadku wykonywania lotu poza przestrzenią powietrzną kontrolowaną, trasę lotu wybiera się zgodnie z przebiegiem stałych tras lotniczych lub ich części albo też przyjmując jako podstawowe punkty trasy charakterystyczne obiekty orientacyjne lub naziemne urządzenia radiotechniczne.

W celu ułatwienia nawigowania, trasę lotu zaleca się wybierać wzdłuż osi dróg lotniczych (wzdłuż osi ich odcinków) i dzięki temu zapewnić sobie możliwość korzystania z urządzeń radiotechnicznych wyznaczających osie tych dróg.

Trasę lotu wyznaczają podstawowe i pomocnicze punkty trasy.

Do podstawowych punktów trasy zalicza się:

WPT — wyjściowy punkt trasy,
PZK — punkt zmiany kierunku lotu,
PWZ (C) — punkt (obiekt) wykonania zadania (cel),
WPTP — wyjściowy punkt trasy powrotnej,
KPT — końcowy punkt trasy.

Do pomocniczych punktów trasy zalicza się: kontrolne obiekty *KO*, punkty zmiany „nawigacyjnego reżymu lotu", punkty korekcji wskazań przyrządów, pośrednie punkty trasy, punkty umowne ustalone przez zliczenie drogi lub za pomocą urządzeń radiotechnicznych lub świetlnotechnicznych pomocy nawigacyjnych.

W wyborze podstawowych punktów trasy należy kierować się następującymi zaleceniami:

1) jako *WPT* należy wybierać charakterystyczny obiekt orientacyjny lub naziemne urządzenie radiotechniczne, a w czasie lotów nocnych pomoc świetlną lub pirotechniczną; *WPT* powinien być tak usytuowany, aby można było go osiągnąć przy dowolnym kierunku startu, po najkrótszej drodze; *WPT* można również wybierać oddzielnie dla każdego kierunku startu; jako *WPT* może być przyjęte lotnisko startu, jeżeli bezpośrednio po starcie ma nastąpić odlot na trasę;
2) na *PZK* należy wybierać charakterystyczny obiekt orientacyjny, *PRN* lub punkt wyznaczony przez przecięcie się dwóch linii pozycyjnych; w niektórych przypadkach przyjmuje się za *PZK* punkty umowne (zliczone), np.: w lotach nad morzem, nad terenem bez obiektów orientacyjnych, przy niewidoczności ziemi;
3) jako *PZK* położony bezpośrednio przed punktem wykonania zadania należy wybierać taki obiekt, który umożliwiałby dolot do tego punktu z kierunku najdogodniejszego do wykonania zadania;
4) jako *WPTP* należy wybierać charakterystyczny obiekt orientacyjny, od którego można przyjąć stały kierunek lotu; *WPTP* jest konieczny wówczas, gdy nad punktem wykonania zadania załoga wykonuje manewr związany z tym zadaniem;
5) jako *KPT* należy wybierać charakterystyczny obiekt orientacyjny lub naziemny urządzenie radiotechniczne w rejonie

lotniska, od którego można rozpocząć manewr podejścia do lądowania albo samo lotnisko.

Oprócz podstawowych punktów trasy można również wybierać dodatkowo punkty pomocnicze, na przykład:

— obiekty kontrolne *KO*,

— punkty zmiany nawigacyjnego reżymu lotu (punkty rozpoczęcia: wznoszenia, zniżania, zwiększania, zmniejszania prędkości lotu),

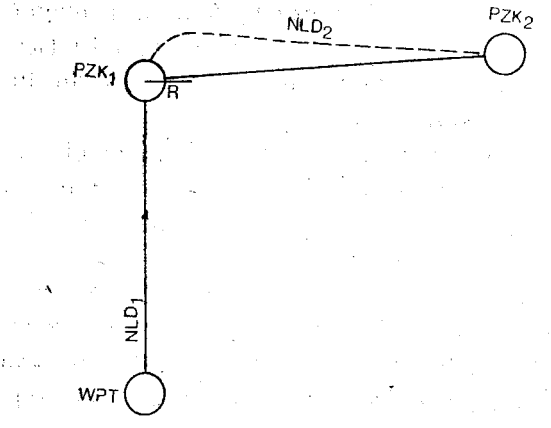
— punkty korekcji wskazań przyrządów,

— pośrednie punkty trasy (dla lotu po ortodromie).

Jako *KO* należy wybierać charakterystyczny obiekt znajdujący się na nakazanej linii drogi lub w jej pobliżu i dobrze widoczny z wysokości lotu; zależnie od rodzaju lotnictwa i nawigacyjnej sytuacji lotu przyjmuje się między sąsiednimi kontrolnymi obiektami lub podstawowymi punktami trasy odpowiednią odległość.

Podstawowe punkty trasy oznacza się na mapie kółkami koloru czerwonego o średnicy do 10 mm. Punkty te łączy się ze sobą linią o kolorze dobrze kontrastującym z ogólnym tłem mapy. Wykreślona na mapie linia stanowi nakazaną linię drogi. Wewnątrz kółek linii drogi nie oznacza się.

Dla lotów z prędkościami większymi niż 300 km/h trasę lotu wykreśla się z uwzględnieniem promienia zakrętu (sposoby uwzględniania promienia zakrętu podczas zmiany kierunku lotu omówiono w podrozdz. 9.1 oraz przedstawiono na rys. 11.2).



Rys. 11.2. Wykreślanie trasy lotu z uwzględnieniem promienia zakrętu

Jeżeli prostoliniowy odcinek trasy lotu ma znaczną długość, a lot ma być wykonany z widocznością ziemi, to wówczas w celu dogodniejszej kontroli prawidłowości lotu, zaleca się wybrać charakterystyczny obiekt orientacyjny, tak zwany kontrolny obiekt (*KO*), położony na nakazanej linii drogi lub w bezpośrednim jej pobliżu.

Kontrolny obiekt oznacza się na mapie kółkiem koloru czerwonego o średnicy do 10 mm. Na długim odcinku trasy można wybrać kilka kontrolnych obiektów.

Gdy na trasie lotu załoga wykonuje określone zadanie połączone z wykonywaniem dodatkowych manewrów i działań (np. usługi agrotechniczne, fotografowanie, rozpoznanie sytuacji lodowej), wybiera się wówczas trasę dolotu do punktu (rejonu) wykonania zadania i trasę powrotną, z wyjściowym punktem trasy powrotnej (*WPTP*) i końcowym punktem trasy (*KPT*).

Punkty te oznacza się tak samo jak i inne podstawowe punkty trasy.

Punkt, nad którym wykonuje się zadanie, nazywa się punktem wykonania zadania (*PWZ*) lub celem (*C*). Punkt ten oznacza się kółkiem koloru czerwonego o średnicy do 10 mm, z krzyżykiem tego samego koloru w środku (rys. 11.1*d*).

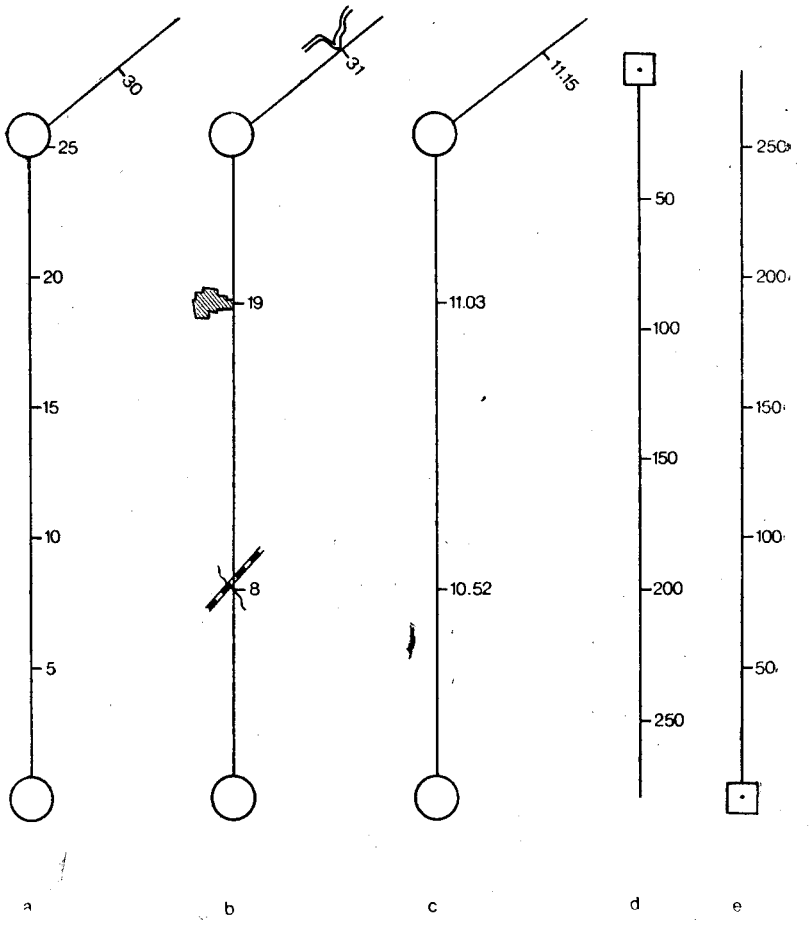
Opis trasy lotu polega na oznaczeniu:

— minutowych lub kilometrowych odcinków ułatwiających zliczanie i kontrolę drogi w czasie lub w odległości,

— długości, czasu lotu i nakazanych magnetycznych kątów drogi poszczególnych odcinków trasy,

— głównych wzniesień i przeszkód lotniczych, deklinacji magnetycznej i innych danych niezbędnych do wykonania lotu (jeśli nie zostały naniesione na mapę sposobem typograficznym lub w ramach ogólnego przygotowania map).

W celu ułatwienia kontroli drogi trasę lotu można dzielić na odcinki 1, 2, 5 lub 10-minutowe (rys. 11.3*a*). Trasę lotu można również dzielić na odcinki odpowiadające czasowi przelotu charakterystycznych obiektów orientacyjnych położonych na linii drogi lub w bezpośrednim jej pobliżu (rys. 11.3*b*). Odcinki oznacza się 2—4-milimetrowymi kreskami, z prawej strony nakazanej linii drogi i prostopadle do niej. Odcinki mogą być opisane w minutach lotu od WPT (rys. 11.3*a* i rys. 11.3*b*) lub pozostałego



Rys. 11.3. Minutowe i kilometrowe odcinki trasy

czasu dolotu do PWZ albo KPT, bądź też w czasie astronomicznym (rys. 11.3c). Wysokość cyfr od 5 do 10 mm. Kolor odcinków i cyfr — taki sam jak trasy.

Jeżeli statek powietrzny jest wyposażony w radiodalmierz, trasę lotu można również dzielić na odcinki opisane w kilometrach (rys. 11.3*d* i rys. 11.3*e*).

Odległości między punktami trasy zapisuje się z prawej strony nakazanej linii drogi, pośrodku każdego odcinka (rys. 11.4*a*). Cyfry oznaczające długość odcinka podkreśla się kreską, pod

którą wpisuje się czas lotu na tym odcinku obliczony według rzeczywistej prędkości powietrznej.

Z prawej strony zapisu odległości i czasu wpisuje się, zmierzone względem środkowego południka odcinka trasy, nakazane magnetyczne kąty drogi ze znakiem stopnia.

Wysokość cyfr zapisu odległości, czasu lotu i kąta drogi 5—10 mm. Kolor cyfr oznaczających odległość i czas lotu powinien dobrze kontrastować z tłem mapy; *NKDM* oznacza się kolorem czerwonym.

Zapis odległości, czasu lotu, deklinacji magnetycznej i kąta drogi można powtarzać, kierując się dogodnością posługiwania się mapą w powietrzu. Ponadto kąt drogi należy zapisywać w przypadku zmiany deklinacji magnetycznej o więcej niż 1°.

Zamkniętą trasę lotu z prawymi zakrętami można opisywać z lewej strony nakazanej linii drogi (rys. 11.4*b*).

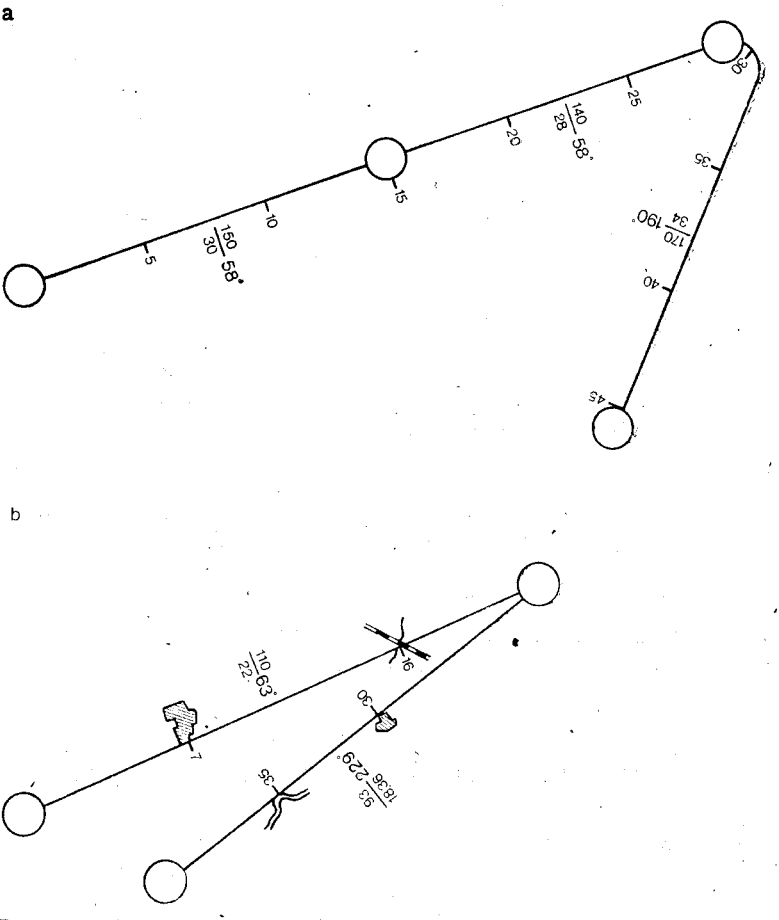
W przypadku uwzględniania w wykreślanej trasie promienia zakrętu, można zapisywać obok *PZK*: V_r, β i $t_{zakr.}$ Aktualną deklinację magnetyczną nanosi się w czerwonym kółeczku, cyfry ze znaczkiem stopnia. Zapis powtarza się w razie zmiany deklinacji o więcej niż 1°. Najwyższe wzniesienia (przeszkody lotnicze) w rejonie (pasie) trasy lotu oznacza się prostokącikami, których krótsze boki są równoległe do południków.

Trasę lotu można również wykreślać i opisywać wyłącznie kolorem czarnym. Jednak przy wykreśleniu na mapie kilku tras zaleca się posługiwać różnymi kolorami kontrastującymi z tłem mapy i dobrze odróżniającymi się od siebie w nocy przy stosowanym oświetleniu kabiny statku powietrznego.

Przykłady opisu trasy lotu na mapach używanych do przelotów międzynarodowych pokazano na rysunku 11.5.

11.2.3.3. Wybór profilu i nawigacyjnego reżymu lotu

Wybór profilu i nawigacyjnego reżymu lotu zależy od:
— rodzaju zadania,
— danych technicznych statku powietrznego,
— długości trasy lotu i wymagań dotyczących ekonomicznego wykonania lotu,
— warunków meteorologicznych,
— rzeźby terenu.

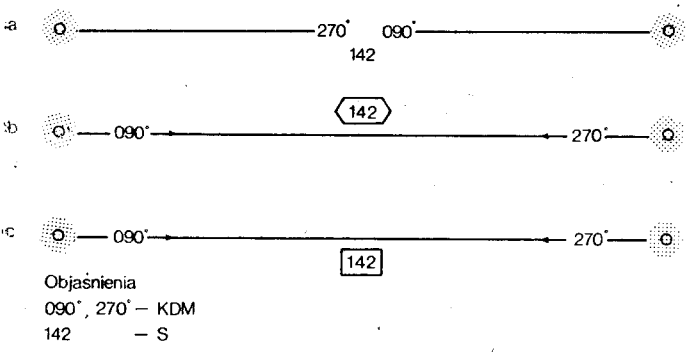


Rys. 11.4. Opis trasy lotu
a — opis z prawej strony linii drogi, *b* — opis z lewej strony linii drogi

Najdogodniejszy nawigacyjny „reżym lotu" (prędkość pionową wznoszenia i zniżania, prędkość i wysokość lotu) ustala się na podstawie instrukcji zasięgu i długotrwałości lotu lub instrukcji użytkowania danego typu statku powietrznego w locie.

11.2.3.4. Wstępne obliczenie lotu

Wstępne obliczenie lotu wykonuje się po wykreśleniu trasy lotu. W obliczeniu tym nie uwzględnia się wpływu wiatru.
W ramach wstępnego obliczenia lotu określa się:



Rys. 11.5. Opis trasy lotu na mapach używanych do przelotów międzynarodowych

— długość odcinków trasy lotu i czasy ich przelotu,
— nakazane magnetyczne kąty drogi poszczególnych odcinków trasy,
— ogólną długość trasy,
— czas dolotu do *WPT*, działania w rejonie punktu wykonania zadania, dolotu do *WPTP* i lotu od *KPT* do chwili lądowania,
— ogólny czas trwania lotu,
— czas startu zapewniający wyjście na określony punkt trasy lub lotnisko lądowania w nakazanym czasie oraz czas lądowania,
— rzeczywistą minimalną (bezpieczną) wysokość lotu,
— zużycie paliwa i rezerwę paliwa w jednostkach czasu; w razie potrzeby określa się również pozostałości paliwa nad wyznaczonymi podstawowymi punktami trasy.

Dane wstępnego obliczenia lotu zapisuje się w odpowiednich rubrykach nawigacyjnego dziennika pokładowego (zał. 9).

11.2.3.5. Studiowanie rejonu (pasa) trasy lotu

Rejon (pas) trasy lotu należy studiować jednocześnie z uaktualnieniem sytuacji terenowej, oznaczaniem na mapie kolorami głównych obiektów orientacyjnych i wykreślaniem na mapie trasy lotu.

Rejon trasy (pas) lotu studiuje się w pasie o szerokości 50 km (po 25 km w prawo i w lewo od osi trasy lotu). W przypadku

lotu na dużą odległość i na dużej wysokości szerokość pasa powinna być większa.

W wyniku studiowania rejonu trasy lotu załoga powinna znać:

— charakterystyczne punktowe, liniowe i powierzchniowie obiekty orientacyjne, rozmieszczanie tych obiektów względem siebie oraz możliwość wykorzystania ich do prowadzenia orientacji wzrokowej,

— rzeźbę terenu i położenie głównych przeszkód terenowych,

— położenie stref zakazanych, niebezpiecznych i ograniczonych oraz przebieg dróg lotniczych,

— granice obszarów, rejonów i stref działania poszczególnych organów kierowania ruchem lotniczym,

— położenie lotnisk (lądowisk), wymiary i kierunki dróg startowych i ich wysokości nad poziomem morza, procedury podejścia do lądowania, przeszkody lotnicze w rejonie lotnisk (lądowisk), wysokości lotu zapewniające minimalne przewyższenie nad przeszkodami i strefy oczekiwania,

— rozmieszczenie naziemnych urządzeń radiotechnicznych ułatwiających nawigowanie po trasie i podejście do lądowania oraz dane ich pracy (częstotliwość pracy, sygnały rozpoznawcze, rodzaj i czas pracy, zasięg działania) oraz możliwości ich wykorzystania w danym locie.

Zapoznawanie się z rejonem trasy lotu uzupełnia się wiadomościami uzyskanymi ze zbiorów informacji lotniczych, zdjęć fotograficznych i informacji od załóg, które wykonywały już loty w danym rejonie.

11.2.3.6. Studiowanie punktu wykonania zadania i jego rejonu

W wyniku studiowania punktu wykonania zadania i jego rejonu, załoga powinna znać:

— dokładne położenie tego punktu i jego charakterystyczne cechy,

— położenie obiektów orientacyjnych umożliwiających szybkie i pewne odszukanie punktu,

— pomocnicze obiekty orientacyjne umożliwiające odszukanie punktu wykonania zadania w utrudnionej sytuacji meteorologicznej,

— rzeźbę terenu i przeszkody lotnicze.

11.2.3.7. Opracowanie nawigacyjnego planu lotu

Każdy lot powinien być wykonywany zgodnie z ustalonym uprzednio na ziemi nawigacyjnym planem lotu.

Nawigacyjny plan lotu obejmuje ustaloną kolejność czynności nawigacyjnych załogi na poszczególnych etapach lotu (od startu do lądowania).

Treść nawigacyjnego planu lotu zależy od zadania, wyposażenia statku powietrznego i nawigacyjnej sytuacji lotu.

Nawigacyjny plan lotu powinien zawierać:

— kolejność i sposób startu, ewentualnie sposób zbiórki grupy i wyjścia na *WPT*,

— sposoby odejścia od podstawowych punktów trasy na *NLD*,

— sposoby kontroli i poprawiania drogi na poszczególnych odcinkach trasy,

— sposoby określania przelotu nad kolejnymi podstawowymi i pomocniczymi punktami trasy,

— sposoby wytracenia nadwyżki czasu i nadrobienia opóźnienia, w celu wyjścia na określony obiekt w nakazanym czasie,

— sposoby wyjścia nad punkt wykonania zadania i manewru nad tym punktem,

— czynności, w przypadku zmiany zadania w czasie lotu,

— w lotach grupowych — kolejność i sposób rozejścia się grupy do lądowania,

— sposoby podejścia do lądowania,

— czynności w przypadku utraty orientacji geograficznej,

— czynności w przypadku niesprawności pokładowych i naziemnych urządzeń nawigacyjnych,

— czynności w razie nagłego pogorszenia się warunków meteorologicznych.

W przypadku lotu na statku wielomiejscowym nawigacyjny plan lotu opracowuje dowódca tego statku wspólnie z innymi członkami załogi (drugim pilotem, nawigatorem).

Nawigacyjny plan lotu można sporządzić graficznie na oddzielnym arkuszu papieru, na którym wykreśla się schemat trasy lotu i zapisuje kolejno wykonywane czynności. Plan ten można również nanieść bezpośrednio na mapę lub opisać czynności na arkuszu papieru bez wykreślania na nim trasy lotu.

Zależnie od poziomu wyszkolenia nawigacyjnego załogi i wyposażenia nawigacyjnego statku powietrznego załoga może być zwolniona od sporządzania nawigacyjnego planu lotu w formie graficznej lub opisowej.

Nawigacyjne plany lotu wszystkich załóg wykonujących lot grupowy powinny być jednakowe.

Planując lot nie po trasie (np. do strefy) załoga powinna ustalić sposób:

— wyjścia na nakazany punkt,
— powrotu na lotnisko,
— prowadzenia orientacji geograficznej,
— wznawiania orientacji geograficznej.

Każdy nawigacyjny plan lotu powinien być dokładnie przemyślany i zapamiętany. Spełnienie tego warunku zapewnia pomyślne wykonanie zadania, zapobiega niewłaściwym decyzjom, zwalnia załogę od zbędnych rozmów w powietrzu i zapewnia zgranie czynności członków załogi w czasie lotu.

11.2.3.8. Trening na urządzeniach treningowych lub na statku powietrznym

Elementy zadania związane z wykorzystaniem wyposażenia nawigacyjnego statku powietrznego powinny być, w razie potrzeby, przećwiczone na odpowiednich urządzeniach treningowych lub bezpośrednio w kabinie statku powietrznego pod nadzorem personelu kierowniczego (instruktorskiego).

11.2.3.9. Sprawdzenie gotowości do lotu

Przygotowanie załogi do lotu sprawdza personel kierowniczy (instruktor) po zakończeniu wstępnego przygotowania nawigacyjnego do lotu, w celu upewnienia się o jej przygotowaniu do wykonania zadania.

Do podstawowych metod sprawdzania gotowości do lotu zalicza się:

— sprawdzenie dokumentacji związanej z lotem (przygotowanych map, nawigacyjnego dziennika pokładowego, obliczeń lotu, nawigacyjnego planu lotu, posiadania niezbędnych materiałów pomocniczych),
— ustne sprawdzenie znajomości zadania i nawigacyjnego planu lotu,
— przećwiczenie lotu.

Wydawanie zezwoleń na lot jest zabronione w przypadkach:
— nieodpowiedniego przygotowania załogi do wykonania zadania,
— warunków meteorologicznych trudniejszych niż ustalone minimum dla załogi,
— niesprawności pokładowego wyposażenia nawigacyjnego, niezbędnego do wykonania zadania i zapewnienia bezpieczeństwa lotu.

11.2.4
BEZPOŚREDNIE PRZYGOTOWANIE NAWIGACYJNE DO LOTU

11.2.4.1. Zakres bezpośredniego przygotowania nawigacyjnego do lotu

Bezpośrednie przygotowanie nawigacyjne do lotu obejmuje:
— zapoznanie się z sytuacją meteorologiczną,
— zapoznanie się z informacjami organu służby ruchu lotniczego i kierownika lotów (instruktora), dotyczącymi sytuacji ruchu lotniczego i sytuacji nawigacyjnej,
— bezpośrednie obliczenie lotu,
— sprawdzenie wyposażenia nawigacyjnego statku powietrznego.

11.2.4.2. Zapoznanie się z sytuacją meteorologiczną

Personel latający zapoznaje się z sytuacją meteorologiczną na podstawie map synoptycznych lub map topografii barycznej, prognoz pogody i innych dokumentów służby meteorologicznej. Ponadto personel ten korzysta z konsultacji dyżurnego meteorologa i danych o pogodzie przekazanych z powietrza.
Służba meteorologiczna umożliwia zapoznanie się z:
— aktualnymi warunkami meteorologicznymi na lotniskach: startu, lądowania i zapasowych,
— prognozą wiatru na poszczególnych wysokościach,
— prognozą pogody dla trasy lotu oraz dla lotniska lądowania w przewidywanym czasie lądowania, a także na lotniskach zapasowych ze szczególnym uwzględnieniem zmian pogody i możliwością wystąpienia zjawisk pogody niebezpiecznych dla lotu.
W wyniku konsultacji i zapoznania się z sytuacją meteorologiczną załoga powinna być zorientowana co do możliwości:

— omijania lub przelotu przez strefy, w których występują niebezpieczne zjawiska pogody,
— obserwacji powierzchni ziemi na poszczególnych etapach lotu.

11.2.4.3. Zapoznanie się z informacjami organu kierowania ruchem lotniczym o sytuacji ruchu lotniczego i sytuacji nawigacyjnej

Informacje organu służby ruchu lotniczego mogą dotyczyć:
— technicznej gotowości lotnisk: startu, lądowania i zapasowych,
— ewentualnych zmian w zabezpieczeniu lotu naziemnymi urządzeniami technicznymi,
— numeru poziomu lotu, manewru odlotu i podejścia do lądowania,
— aktualnej i przewidywanej sytuacji ruchu lotniczego w rejonie lotniska.
Informacje kierownika lotów (instruktora) mogą dotyczyć:
— wpływu warunków meteorologicznych na nawigacyjne elementy lotu i wykonanie zadania,
— sprecyzowania nawigacyjnego reżymu lotu w czasie wykonywania: startu, zbiórki grupy, zadania, rozejścia się grupy i podejścia do lądowania,
— czynności załogi w przypadku pogorszenia się pogody i napotkania niebezpiecznych zjawisk pogody,
— postępowania załogi w przypadku utraty orientacji geograficznej.

11.2.4.4. Bezpośrednie obliczenie lotu

Na podstawie uaktualnionych warunków lotu i danych meteorologicznych (wiatru, temperatury, ciśnienia) przeprowadza się bezpośrednie obliczenie lotu. Obliczenie to polega na określeniu:
— kątów znoszenia, kursów magnetycznych, prędkości podróżnych i czasów lotu dla poszczególnych odcinków trasy lotu,
— ogólnej długotrwałości lotu,
— zużycia i rezerwy paliwa,
— krytycznego punktu powrotu na lotnisko zapasowe,
— przyrządowej minimalnej (bezpiecznej) wysokości lotu.

W przypadku lotu na dużą odległość załoga ustala wysokość lotu, jaka jest najdogodniejsza ze względu na korzystny wiatr. Lot na tej wysokości załoga uzgadnia z właściwym organem kierowania ruchem lotniczym.
Wyniki bezpośredniego obliczenia lotu zapisuje się w dzienniku pokładowym, w części przeznaczonej do tego celu (załącznik 9).
W przypadku braku danych o wietrze przyjmuje się dane wstępnego obliczenia lotu.

11.2.4.5. Sprawdzenie wyposażenia nawigacyjnego statku powietrznego

Załoga (pilot, nawigator) podczas bezpośredniego przygotowania nawigacyjnego do lotu sprawdza wyposażenie nawigacyjne statku powietrznego zgodnie z instrukcją użytkowania danego statku w locie (instrukcją operacyjną statku powietrznego).
Ogólnie biorąc, sprawdzenie wyposażenia nawigacyjnego statku powietrznego polega na:
— ustaleniu, czy wykresy poprawek przyrządów nawigacyjnych są aktualne i ewentualnym zanotowaniu (zapamiętaniu) poprawek dla przewidywanych warunków lotu,
— ustaleniu, czy wskazania przyrządów nawigacyjnych są właściwe,
— sprawdzenie nastawienia na wysokościomierzach barometrycznych aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska,
— uzgodnieniu wskazań zegarków pokładowych.

12

OBLICZENIA INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNE

12.1

ZASIĘG, DŁUGOTRWAŁOŚĆ I PROMIEŃ LOTU (DZIAŁANIA) STATKU POWIETRZNEGO

Zasięgiem lotu statku powietrznego nazywa się odległość mierzona względem powierzchni ziemi, jaką statek ten może przelecieć przy zużyciu określonej ilości paliwa.

Długotrwałością lotu statku powietrznego nazywa się czas, w którym statek ten może się utrzymać w powietrzu przy zużyciu określonej ilości paliwa.

Zasięg, w tych samych warunkach lotu, będzie przy danym zapasie paliwa tym większy, im mniejsze jest zużycie paliwa na jednostkę odległości. Odpowiednio, jeżeli zużycie paliwa na jednostkę czasu jest mniejsze, długotrwałość lotu z danym zapasem paliwa zwiększa się.

Zadania związane z określaniem zasięgu i długotrwałości lotu statku powietrznego są bardzo różnorodne i złożone. Zarówno zasięg jak i długotrwałość lotu dla każdego konkretnego statku powietrznego zależą od wielu czynników, np. od masy statku w locie, posiadanego zapasu paliwa, reżymu lotu, pracy zespołu napędowego itp. Oprócz tego na zasięg i długotrwałość lotu wywierają wpływ czynniki eksploatacyjne (np. regulacja agregatów zespołu napędowego) oraz warunki atmosferyczne, w jakich jest wykonywany lot (wiatr, temperatura powietrza itp.).

W przypadku lotu na dużą odległość załoga ustala wysokość lotu, jaka jest najdogodniejsza ze względu na korzystny wiatr. Lot na tej wysokości załoga uzgadnia z właściwym organem kierowania ruchem lotniczym.
Wyniki bezpośredniego obliczenia lotu zapisuje się w dzienniku pokładowym, w części przeznaczonej do tego celu (załącznik 9).
W przypadku braku danych o wietrze przyjmuje się dane wstępnego obliczenia lotu.

11.2.4.5. Sprawdzenie wyposażenia nawigacyjnego statku powietrznego

Załoga (pilot, nawigator) podczas bezpośredniego przygotowania nawigacyjnego do lotu sprawdza wyposażenie nawigacyjne statku powietrznego zgodnie z instrukcją użytkowania danego statku w locie (instrukcją operacyjną statku powietrznego).
Ogólnie biorąc, sprawdzenie wyposażenia nawigacyjnego statku powietrznego polega na:
— ustaleniu, czy wykresy poprawek przyrządów nawigacyjnych są aktualne i ewentualnym zanotowaniu (zapamiętaniu) poprawek dla przewidywanych warunków lotu,
— ustaleniu, czy wskazania przyrządów nawigacyjnych są właściwe,
— sprawdzenie nastawienia na wysokościomierzach barometrycznych aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie lotniska,
— uzgodnieniu wskazań zegarków pokładowych.

12

OBLICZENIA INŻYNIERYJNO-NAWIGACYJNE

12.1

ZASIĘG, DŁUGOTRWAŁOŚĆ I PROMIEŃ LOTU (DZIAŁANIA) STATKU POWIETRZNEGO

Zasięgiem lotu statku powietrznego nazywa się odległość mierzona względem powierzchni ziemi, jaką statek ten może przelecieć przy zużyciu określonej ilości paliwa.

Długotrwałością lotu statku powietrznego nazywa się czas, w którym statek ten może się utrzymać w powietrzu przy zużyciu określonej ilości paliwa.

Zasięg, w tych samych warunkach lotu, będzie przy danym zapasie paliwa tym większy, im mniejsze jest zużycie paliwa na jednostkę odległości. Odpowiednio, jeżeli zużycie paliwa na jednostkę czasu jest mniejsze, długotrwałość lotu z danym zapasem paliwa zwiększa się.

Zadania związane z określaniem zasięgu i długotrwałości lotu statku powietrznego są bardzo różnorodne i złożone. Zarówno zasięg jak i długotrwałość lotu dla każdego konkretnego statku powietrznego zależą od wielu czynników, np. od masy statku w locie, posiadanego zapasu paliwa, reżymu lotu, pracy zespołu napędowego itp. Oprócz tego na zasięg i długotrwałość lotu wywierają wpływ czynniki eksploatacyjne (np. regulacja agregatów zespołu napędowego) oraz warunki atmosferyczne, w jakich jest wykonywany lot (wiatr, temperatura powietrza itp.).

W ocenie zasięgu i długotrwałości lotu statku powietrznego przyjęto posługiwać się pojęciami zasięgu technicznego i długotrwałości technicznej lotu oraz zasięgu praktycznego i długotrwałości praktycznej lotu.

Zasięgiem technicznym lotu nazywa się odległość poziomą, jaką statek powietrzny przeleci w jednym kierunku w warunkach ciszy, zużywając cały posiadany zapas paliwa.

Długotrwałością techniczną lotu nazywa się czas lotu statku powietrznego w warunkach określonych dla zasięgu technicznego.

Zasięgiem praktycznym lotu nazywa się odległość poziomą, jaką statek powietrzny przeleci w jednym kierunku w warunkach ciszy zużywając tzw. rozporządzalny zapas paliwa, będący pewną częścią całego zapasu paliwa znajdującego się w zbiornikach statku.

Długotrwałością praktyczną lotu nazywa się czas lotu statku powietrznego w warunkach określonych dla zasięgu praktycznego.

Całkowity zapas paliwa składa się z rozporządzalnego zapasu paliwa i z pewnej ilości paliwa, na którą składa się tzw. nawigacyjny zapas paliwa, przeznaczony na nieprzewidziane zmiany nawigacyjnej sytuacji lotu (np. nieprzewidzianą przed lotem konieczność omijania niebezpiecznych zjawisk meteorologicznych. wzrost prędkości wiatru czołowego, wznawianie orientacji geograficznej, konieczność lądowania na lotnisku zapasowym itp.), zużycie paliwa na manewry statku w rejonie lotniska startu i lądowania, zużycie paliwa w czasie pracy zespołu napędowego na ziemi (rozruch, próba, kołowanie) i pozostałość niezużywalnego paliwa w zbiornikach (tzw. paliwo martwe).

Nawigacyjny zapas paliwa może być określony w przybliżeniu na podstawie danych wynikających z praktyki lotniczej, aktualnych (lub prognostycznych) warunków meteorologicznych wykonania lotu, dokładności stosowanych metod nawigowania, odpowiednich przepisów oraz instrukcji obliczania zasięgu i długotrwałości lotu lub instrukcji użytkowania danego typu statku powietrznego w locie.

Należy podkreślić, że sposób obliczania zasięgu lotu statku powietrznego jest taki sam, niezależnie od tego, czy oblicza się

zasięg techniczny, czy zasięg praktyczny; wynik obliczeń jest różny, ponieważ brany pod uwagę w obliczeniach zapas paliwa jest w obydwu wymienionych przypadkach różny.

Całkowity zasięg lotu, tj. droga, jaką przelatuje statek powietrzny w ciszy — $L_{u=0}$, od miejsca startu do miejsca lądowania, składa się z sumy odległości, przebywanych na trzech następujących etapach lotu:

— odległości poziomej, podczas wznoszenia na wysokość, na jakiej rozpoczyna się właściwie lot na zasięg — L_{wzn},

— odległości poziomej, jaką przebywa statek w locie poziomym, na tzw. „reżymie" przelotowym — L_{lp},

— odległości poziomej, podczas zniżania — L_{zn}.

W ten sposób całkowity zasięg lotu statku powietrznego w ciszy może być przedstawiony w postaci następującej sumy:

$$L_{u=0} = L_{wzn} + L_{lp} + L_{zn}$$

lub

$$L_{u=0} = V_{r\,śr} \cdot t_{wzn} + V_{r\,lp} \cdot t_{lp} + V_{r\,śr} \cdot t_{zn}$$

Z trzech składników wzoru składnik L_{lp} jest znacznie większy od dwu pozostałych. W przypadku statków powietrznych dalekiego zasięgu ta część odległości stanowi 90—95% całkowitego zasięgu lotu.

W lotnictwie wojskowym rozróżnia się również tzw. zasięg taktyczny. Zasięgiem taktycznym lotu nazywa się odległość poziomą, którą statek powietrzny przeleci w warunkach określonych dla zasięgu praktycznego, przy odjęciu od całkowitego zapasu paliwa dodatkowego zużycia paliwa przewidzianego do wykonania postawionego zadania.

Zasięg taktyczny może być znacznie mniejszy od zasięgu praktycznego, ponieważ w jego obliczaniu bierze się dodatkowo pod uwagę zużycie paliwa na przewidywane dodatkowe manewry statku powietrznego, związane np. ze zbiórką grupy, lotem w ugrupowaniu (szyku), rozpuszczeniem grupy przed lądowaniem, wykonaniem zadania (np. walki powietrznej, dyżurowania w powietrzu, bombardowania, desantowania itp.). Nawigacyjny zapas paliwa przyjmuje się w tych przypadkach, zgodnie z odpowiednimi przepisami, w granicach 5—20% zapasu paliwa, prze-

widzianego na wznoszenie, lot poziomy i zniżanie statku powietrznego.

Rozporządzalny zapas paliwa w przypadku zasięgu taktycznego zwany jest również operacyjnym zapasem paliwa $Q_{oper.}$

Zasięgi techniczne są podawane zazwyczaj w instrukcji obliczania zasięgu i długotrwałości lotu lub instrukcji użytkowania w locie danego typu statku powietrznego.

Zasięgi praktyczne i taktyczne oblicza się na podstawie warunków wykonania lotu (zadania) oraz godzinowych i kilometrowych norm zużycia paliwa, za pomocą wspomnianych instrukcji bądź specjalnie wykonanych dla każdego typu statku powietrznego tablic i wykresów znacznie ułatwiających te obliczenia.

Promieniem działania statku powietrznego R nazywa się odległość, na jaką statek może się oddalić od lotniska startu i powrócić na nie, bez uzupełnienia zapasu paliwa.

Największe znaczenie praktyczne ma obliczanie maksymalnego promienia działania.

Analogicznie do zasięgów lotu, rozróżnia się techniczny, praktyczny i taktyczny promień działania.

Wartości liczbowe wymienionych promieni działania w ciszy równają się połowie odpowiednich zasięgów lotu:

$$R_{u=0}=\frac{L_{u=0}}{2}$$

Taktycznym promieniem działania nazywa się maksymalną odległość, na jaką statek powietrzny (grupa) może się oddalić od lotniska startu w kierunku obiektu wykonania zadania (celu) i powrócić na to samo lub zapasowe lotnisko w warunkach określonych dla maksymalnego zasięgu taktycznego.

W dotychczasowych rozważaniach dotyczących zasięgu i promienia działania nie brano pod uwagę wpływu wiatru. W realnych warunkach lotu po trasie może występować wiatr tylny, czołowy, boczny, tylno-boczny i czołowo-boczny. W tych warunkach zasięg i promień będą się różniły od zasięgu i promienia działania obliczonych dla ciszy.

Do obliczenia zasięgu lotu z uwzględnieniem wpływu wiatru potrzebna jest znajomość kilometrowego zużycia paliwa, tj. zuży-

cia paliwa na jeden kilometr drogi mierzonej względem powierzchni ziemi.

Zużycie paliwa na jeden kilometr drogi mierzonej względem powierzchni ziemi można obliczyć za pomocą wzorów:

$$C_{kz} = \frac{C_h}{W}$$

lub

$$C_{kz} = C_k \frac{V_r}{V_r + U_E}$$

gdzie:

C_{kz} — kilometrowe zużycie paliwa mierzone względem powierzchni ziemi,

C_k — kilometrowe zużycie paliwa mierzone względem ośrodka powietrznego,

C_h — godzinowe zużycie paliwa,

U_E — prędkość wiatru ekwiwalentnego (patrz podrozdział 6.14).

W szczególnym przypadku, kiedy lot odbywa się w łożu wiatru ($U = U_E$), obliczenie zasięgu oraz promienia lotu nie różni się w zasadzie od obliczenia dla warunku ciszy. W danym przypadku trzeba tylko zamiast V_r uwzględnić w obliczeniach $W = V_r \pm U$. Przy wietrze tylnym na całej trasie zasięg lotu względem powierzchni ziemi będzie większy niż odpowiedni zasięg obliczony dla warunków ciszy, przy czołowym — mniejszy.

Praktyczne znaczenie ma obliczanie promienia lotu (działania) przy dowolnych kierunkach wiatru względem kierunku lotu. Obliczenie takie można wykonać za pomocą wzoru:

$$R_u = R_{u=0}\left[1 - \left(\frac{U_E}{V_r}\right)^2\right]$$

gdzie:

R_u — promień lotu (działania) z uwzględnieniem wpływu wiatru, w km,

$R_{u=0}$ — promień lotu (działania) w ciszy, w km; zamiast $R_{u=0}$ można podstawić do wzoru odpowiedni $\frac{L_{u=0}}{2}$.

Z wzoru wynika, że promień lotu (działania) przy wietrze:

— równa się promieniowi lotu (działania) w ciszy, jeżeli $U_E=0$, tzn. gdy lot jest wykonywany w spokojnej atmosferze lub gdy wiatr jest w przybliżeniu prostopadły do linii drogi,
— jest zawsze mniejszy niż w ciszy, ponieważ prędkość U_E występuje we wzorze w kwadracie; analogiczny wniosek jest również słuszny jeżeli statek powietrzny leci w jednym kierunku i na jednej połowie drogi wiatr wieje w jednym kierunku, a na drugiej — z tą samą prędkością, lecz w kierunku przeciwnym.
Promień lotu (działania) z uwzględnieniem wpływu wiatru można również obliczyć według następującego wzoru:

$$R_u=\frac{W_1\cdot W_2}{W_1+W_2}\cdot t_{rozporz}$$

gdzie:

W_1 — prędkość podróżna lotu od lotniska startu, w km/h,
W_2 — prędkość podróżna lotu powrotnego, w km/h,
$t_{rozporz}$ — wyrażony w jednostkach czasu rozporządzalny zapas paliwa; w przypadku taktycznego promienia działania czas ten jest nazywany również operacyjnym zapasem paliwa w czasie.

Przykład

Obliczyć promień działania w ciszy i z uwzględnieniem wpływu wiatru.

Dane: $V_T=330$ km/h; nakazany magnetyczny kąt drogi lotu: w kierunku punktu przeznaczenia $NKDM_1=100°$, w kierunku powrotnym — $NKDM_2=280°$; $D_N=160°$; $U=40$ km/h; $t_{rozporz}=3$ h 20 min.

Rozwiązanie

1) $$R_{u=o}=\frac{L_{u=o}}{2}=\frac{V_T\cdot t_{rozporz}}{2}$$

$$R_{u=o}=\frac{330\cdot 3{,}33}{2}=549{,}45\approx 549 \text{ km}$$

2) $KW_1=+60°$; $KW_2=-120°$; $W_1=350$ km/h; $W_2=310$ km/h

$U_E\approx U\cos KW$; $U_{E1}=+20$ km/h; $U_{E2}=-20$ km/h

3) $$R_u=R_{u=o}\left[1-\left(\frac{U_E}{V_T}\right)^2\right]$$

$$R_u = 549{,}45\left[1-\left(\frac{20}{330}\right)^2\right] = 549{,}45 \cdot 0{,}996 = 547{,}25 \approx 547 \text{ km}$$

lub

$$R_u = \frac{W_1 \cdot W_2}{W_1 + W_2} \cdot t_{rozporz}$$

$$R_u = \frac{350 \cdot 310}{350 + 310} \cdot 3{,}33 = 547{,}43$$

W przypadku dużych prędkości droga statku powietrznego w czasie zakrętu na kurs powrotny osiąga duże wartości. W celu uwzględnienia tej okoliczności, promień działania oblicza się według wzoru:

$$R_u = \frac{L_{u=0} - S_{zakr}}{2}\left[1-\left(\frac{U_E}{V_r}\right)^2\right]$$

gdzie S_{zakr} — droga zakrętu na kurs powrotny.

12.2

OGÓLNE ZASADY OBLICZANIA ZAPASU PALIWA, ZAPEWNIAJĄCEGO BEZPIECZNE WYKONANIE LOTU

Każdy lot można rozpoczynać tylko wówczas, kiedy na statku powietrznym znajduje się wystarczający zapas paliwa, zapewniający, niezależnie od warunków meteorologicznych i dowolnych oczekiwanych w czasie lotu opóźnień, bezpieczne zakończenie lotu. Oprócz tego na statku powinien się znajdować nawigacyjny zapas paliwa (potrzebny w razie nieprzewidzianych przed lotem okoliczności). W obliczeniach zapasu paliwa niezbędnego do wykonania lotu (ewentualnie specjalnego zadania) należy uwzględniać następujące podstawowe okoliczności:

— prognostyczne warunki meteorologiczne na trasie lotu i lotnisku lądowania (przeznaczenia),

— rodzaj statku powietrznego (śmigłowy, odrzutowy, poddźwiękowy, naddźwiękowy, śmigłowiec),

— brak potrzeby lub konieczność korzystania z lotniska zapasowego, bądź też brak odpowiedniego lotniska zapasowego,

— wykonanie zadania specjalnego nad jednym z podstawowych punktów trasy,

— zamierzone odchylenia od trasy na polecenie organów kierowania ruchem lotniczym,
— jedno podejście do lądowania na przewidywanym lotnisku lądowania, z uwzględnieniem odejścia na drugi krąg,
— wszelkie inne warunki, które mogą spowodować opóźnienie lądowania statku powietrznego lub zwiększone zużycie paliwa,
— możliwość wystąpienia nieprzewidzianych przed lotem zmian sytuacji nawigacyjnej.

Obliczenie zapasu paliwa należy wykonywać opierając się na instrukcji obliczania zasięgu i długotrwałości lotu lub instrukcji użytkowania w locie danego typu statku powietrznego. Można również korzystać w tym celu ze specjalnie wykonanych dla danego typu statku powietrznego wykresów lub tablic.

W najogólniejszym przypadku wyjściowymi danymi do wykonywania obliczeń, są:
— długości odcinków *NLD* między podstawowymi punktami trasy i ogólna długość trasy od lotniska startu do lotniska lądowania lub inaczej mówiąc suma długości wykreślonych i nie wykreślonych na mapie odcinków trasy,
— odległości od punktu przeznaczenia (punktu wykonania zadania specjalnego na trasie lotu) do ewentualnych lotnisk zapasowych,
— założony (nakazany) nawigacyjny reżym lotu na poszczególnych etapach lotu,
— czasy: startu, zbiórki grupy i dolotu do *WPT*, lotu między podstawowymi punktami trasy, manewru w rejonie wykonania zadania specjalnego i dolotu do *WPTP*, dolotu od *KPT* do lotniska lądowania i rozpuszczenia grupy do lądowania, podejścia do lądowania i lądowania (w locie grupowym lądowania ostatniego statku) i ogólną długotrwałość lotu lub inaczej mówiąc ogólny czas lotu od chwili startu do chwili lądowania,
— masa wyjściowa statku powietrznego i przewidywane jej zmiany w czasie lotu,
— warunki meteorologiczne na trasie lotu i w rejonie punktu przeznaczenia (wykonania zadania),
— skład grupy (np. para, klucz).

12.3

OBLICZANIE ZAPASU PALIWA ZAPEWNIAJĄCEGO BEZPIECZNE WYKONANIE LOTU PO TRASIE

W locie po trasie w jednym kierunku pojedynczego statku powietrznego można wyodrębnić następujące etapy:

— start i manewr w rejonie lotniska w celu wyprowadzenia statku na NLD,

— wznoszenie na nakazaną wysokość (poziom) lotu,

— lot poziomy po trasie na nakazanej wysokości (poziomie) lotu,

— zniżanie do wysokości początku manewru podejścia do lądowania,

— manewr podejścia do lądowania i lądowanie.

W obliczeniach zapasu paliwa niezbędnego do zapewnienia bezpieczeństwa lotu należy brać pod uwagę nie tylko zużycie paliwa na wymienionych etapach lotu, lecz i zużycie paliwa na pracę silnika na ziemi, niezużywalną pozostałość paliwa w zbiornikach oraz nawigacyjny zapas paliwa, uwzględniający ewentualną konieczność lądowania na lotnisku zapasowym, wydłużenie czasu lotu, spowodowane wzrostem prędkości wiatru czołowego lub omijaniem burzy i innymi nieprzewidzianymi okolicznościami oraz dodatkowymi wymaganiami użytkownika statku.

Ogólny zapas paliwa zapewniający bezpieczne wykonanie lotu Q_{gw}, można obliczyć według następującego wzoru:

$$Q_{gw} = Q_l + Q_n + Q_z + Q_m$$

gdzie:

Q_l — zużycie paliwa na poszczególnych etapach lotu od początku startu do końca lądowania statku powietrznego,

Q_n — nawigacyjny zapas paliwa, określany przez dowódcę statku powietrznego zgodnie z odpowiednimi przepisami i warunkami wykonania lotu (zadania),

Q_z — zużycie paliwa podczas pracy zespołu napędowego na ziemi (rozruch, próba, kołowanie),

Q_m — niezużywalna pozostałość paliwa w zbiornikach paliwa statku (tzw. paliwo martwe).

Składniki Q_z i Q_m mają dla danego typu statku powietrznego wartości stałe, określone przez instrukcję.

Poszczególne niestałe składniki sumy w podanym wzorze można obliczać znając czasy trwania odpowiednich etapów lotu lub odpowiadające tym czasom odcinki drogi statku powietrznego oraz godzinowe lub kilometrowe normy zużycia paliwa przewidziane w instrukcjach.

Czas lotu na odcinkach wznoszenia i zniżania przyjęto obliczać według średniej prędkości statku, zależnie od długości tych odcinków.

Czas lotu na odcinkach lotu poziomego oblicza się według odpowiedniej prędkości statku powietrznego na danej wysokości (poziomie) lotu.

Zużycie paliwa na odcinkach wznoszenia i zniżania oblicza się według średniego godzinowego zużycia paliwa $C_{h\,śr}$ określonego z odpowiednich instrukcji (wykresów, tablic).

Zużycie paliwa na odcinkach lotu poziomego oblicza się według godzinowego zużycia paliwa i czasu lotu na tych odcinkach.

Zużycie paliwa na wykonanie ewentualnych dodatkowych manewrów statku powietrznego (np. wykonanie zadania nad jednym z podstawowych punktów trasy) oblicza się według przewidywanych czasów trwania tych manewrów i godzinowego zużycia paliwa, przy wybranych (nakazanych) rzeczywistych prędkościach powietrznych i wysokościach wykonania manewrów.

W instrukcji obliczania zasięgu i długotrwałości lotu lub instrukcji użytkowania danego typu statku powietrznego w locie podane są normy godzinowego (kilometrowego) zużycia paliwa dla warunku ciszy i atmosfery wzorcowej oraz masy pojedynczego statku powietrznego.

W celu uwzględnienia wpływu wiatru i aktualnych warunków atmosferycznych, zmian masy statku powietrznego w locie oraz składu grupy należy wyniki obliczeń wykonane dla warunku ciszy (według V_r) i $t_z = +15°C$ oraz pojedynczego statku, odpowiednio skorygować zgodnie z zasadami przewidzianymi przez obowiązujące instrukcje i przepisy.

Jeżeli ogólna długość trasy jest zbliżona do maksymalnego zasięgu praktycznego danego typu statku powietrznego, wykonuje się zazwyczaj inżynieryjno-nawigacyjne obliczenie lotu. Wynik

obliczeń przedstawia się tabelarycznie, wraz z profilem trasy lotu (zał. 10).

12.4

PUNKT KRYTYCZNY (PUNKT JEDNAKOWEGO CZASU LOTU)

Punktem krytycznym *PK* lub inaczej mówiąc punktem jednakowego czasu lotu (CP — *Critical Point* lub PET — *Point of Equal Time*) nazywa się punkt między dwiema bazami (lotniskami), z którego statek powietrzny może osiągnąć w jednakowym czasie bazę odlotową lub dolotową.

W czasie lotu może się wytworzyć sytuacja zmuszająca pilota do lądowania (np. uszkodzenie jednego z silników zespołu napędowego), a na trasie lotu brak jest odpowiednich lotnisk czy też dogodnych lądowisk. W takiej sytuacji pilot powinien znać położenie punktu krytycznego na trasie lotu i jeżeli go jeszcze nie minął, powrócić na lotnisko startu, a w przypadku minięcia PK — kontynuować lot w kierunku lotniska przeznaczenia.

W ciszy czas osiągnięcia punktu krytycznego równa się połowie czasu lotu między dwiema bazami, a jego odległość od bazy wylotowej (lotniska startu) równa się połowie ogólnej długości drogi przelotu.

Czas osiągnięcia punktu krytycznego z uwzględnieniem wpływu wiatru można obliczyć według wzoru:

$$t_{PK} = \frac{t_{og} \cdot W_2}{W_1 + W_2}$$

gdzie:

t_{PK} — czas lotu do punktu krytycznego,
t_{og} — ogólny czas lotu od lotniska startu do lotniska przeznaczenia, obliczony według W_1,
W_1 — prędkość podróżna odlotu,
W_2 — prędkość podróżna powrotu.

Odległość od lotniska startu do *PK* można obliczyć według wzorów:

$$S_{PK} = \frac{S_{og} \cdot W_2}{W_1 + W_2} \quad \text{lub} \quad S_{PK} = W_1 \cdot t_{PK}$$

gdzie:

S_{PK} — odległość między lotniskiem startu i punktem krytycznym,

S_{og} — odległość między lotniskiem startu i lotniskiem przeznaczenia.

Przykład

Obliczyć czas lotu do punktu krytycznego t_{PK} i jego oddalenie od lotniska startu S_{PK}.

Dane: $S_{og}=720$ km; $W_1=360$ km/h; $W_2=240$ km/h; $t_{og}=2$ h.

Rozwiązanie

1) $$t_{PK}=\frac{t_{og}\cdot W_2}{W_1+W_2}$$

$$t_{PK}=\frac{2\cdot 240}{360+240}=0{,}8 \text{ h}=48 \text{ min}$$

2) $$S_{PK}=\frac{S_{og}\cdot W_2}{W_1+W_2}$$

$$S_{PK}=\frac{720\cdot 240}{360+240}=288 \text{ km}$$

lub

$$S_{PK}=W_1\cdot t_{PK}$$

$$S_{PK}=360\cdot 0{,}8=288 \text{ km}$$

Sprawdzenie

— Czas lotu od *PK* do lotniska startu:

$$\frac{S_{PK}}{W_2}=\frac{288}{240}=1{,}2 \text{ h}=72 \text{ min}$$

— Czas lotu od *PK* do lotniska przeznaczenia:

$$\frac{S_{og}-S_{PK}}{W_1}=\frac{720-288}{360}=1{,}2=72 \text{ min}$$

W przypadku zmian wiatru w czasie lotu, położenie *PK* (wartości określające go) powinno być odpowiednio korygowane.

12.5 OBLICZANIE POŁOŻENIA KRYTYCZNEGO PUNKTU POWROTU Z TRASY LOTU

W razie konieczności wykonania planowanego lotu statku powietrznego może być podjęta decyzja wykonania lotu przy niezupełnej pewności, że warunki meteorologiczne umożliwią lądo-

wanie na lotnisku przeznaczenia. Taka decyzja może być jednak podjęta wyłącznie w przypadku pełnej pewności, że warunki pogody umożliwią lądowanie na jednym z lotnisk zapasowych, z lotniskiem startu włącznie.

Podczas podejmowania decyzji na lot może się okazać, że pojemność zbiorników paliwa statku powietrznego nie pozwala zabrać tyle paliwa, aby wystarczyło go na lot do lotniska przeznaczenia i lot do lotniska zapasowego. Wówczas należy obliczyć największą dopuszczalną odległość lotu od lotniska startu w kierunku lotniska przeznaczenia, przed której osiągnięciem powinna być podjęta ostateczna decyzja o lądowaniu na lotnisku przeznaczenia lub na lotnisku zapasowym. Punkt końcowy tej odległości nosi nazwę krytycznego punktu powrotu.

Krytycznym punktem powrotu *KPP* nazywa się najbardziej oddalony od lotniska startu (lotniska zapasowego) punkt na trasie lotu do lotniska przeznaczenia, od którego statek powietrzny z posiadanym zapasem paliwa i z uwzględnieniem wpływu wiatru może jeszcze powrócić na lotnisko startu (lotnisko zapasowe), zachowując nawigacyjny zapas paliwa.

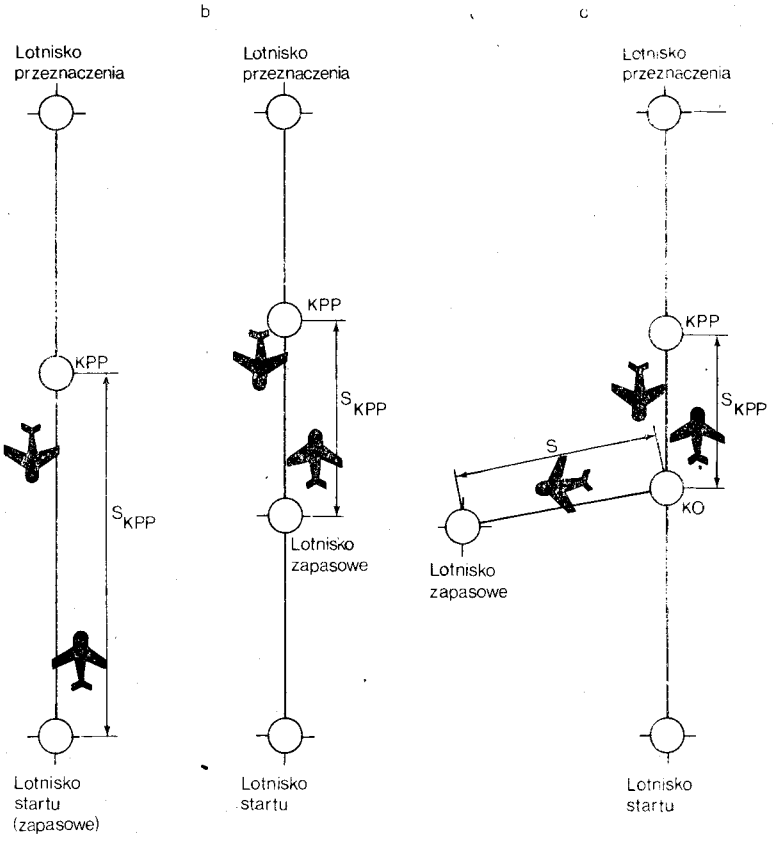
Nie oznacza to jednak, że po wylądowaniu na lotnisku startu (lotnisku zapasowym) statek powietrzny będzie miał nawigacyjny zapas paliwa w całości. Częściowo zapas ten może być zużyty w przypadku nieprzewidzianych okoliczności, powstałych w czasie lotu od krytycznego punktu powrotu do lotniska zapasowego (np. omijanie burzy, wzrost prędkości wiatru czołowego, zmiana trasy lotu, lot w strefie oczekiwania itp.).

W praktyce statek powietrzny może powrócić na lotnisko startu, lotnisko zapasowe położone na *NLD* bądź lotnisko zapasowe położone z boku trasy lotu (rys. 12.1).

W każdym z wymienionych przypadków w obliczeniach odległości do krytycznego punktu powrotu występuje pewna specyfika, zależnie od sytuacji nawigacyjnej.

12.5.1 OBLICZANIE ODLEGŁOŚCI DO KRYTYCZNEGO PUNKTU POWROTU W PRZYPADKU POWROTU NA LOTNISKO STARTU

Odległość do punktu krytycznego w przypadku powrotu z trasy lotu na lotnisko startu oblicza się według wzoru:



Rys. 12.1. Przypadki powrotu z trasy lotu na lotnisko zapasowe
a — lotniskiem zapasowym jest lotnisko startu, *b* — lotnisko zapasowe położone na trasie lotu między lotniskiem startu i lotniskiem przeznaczenia, *c* — lotnisko zapasowe położone z boku trasy lotu

$$S_{KPP} = \frac{L_{u=0} - S_{zakr}}{2}\left[1 - \left(\frac{U_E}{V_r}\right)^2\right]$$

Znaczenie poszczególnych symboli jest takie samo jak w przypadku obliczania promienia lotu (działania) z uwzględnieniem wpływu wiatru i drogi zakrętu na kurs powrotny.
Rozporządzalny zapas paliwa, na podstawie którego wykonuje się obliczenia, wynosi:

$$Q_{rozporz} = Q_c - Q_n - Q_z - Q_{st} - Q_{ląd} - Q_m$$

gdzie:

Q_c — całkowity zapas paliwa na statku,

Q_{st} — zużycie paliwa podczas startu i wznoszenia,

$Q_{ląd}$ — zużycie paliwa podczas zniżania i lądowania.

Niezbędny zapas paliwa, zapewniający powrót na lotnisko startu w punkcie krytycznym powinien wynosić:

$$Q_{KPP} = Q_n + Q_{zakr} + Q_{powr} \cdot F + Q_{ląd} + Q_m$$

gdzie:

Q_{powr} — ilość paliwa, niezbędna dla lotu od krytycznego punktu powrotu do lotniska startu w ciszy,

F — współczynik uwzględniający wpływ tylnego lub czołowego wiatru ekwiwalentnego podczas lotu od krytycznego punktu powrotu do lotniska startu; współczynnik ten oblicza się według wzoru:

$$F = \frac{V_r}{V_r \pm U_E}$$

(znak „+" przy wietrze tylnym na odcinku od krytycznego punktu powrotu do lotniska startu, a znak „−" — przy wietrze czołowym).

12.5.2

OBLICZANIE ODLEGŁOŚCI DO KRYTYCZNEGO PUNKTU POWROTU W PRZYPADKU LOTU NA LOTNISKO ZAPASOWE POŁOŻONE NA NLD

W pewnych przypadkach jako lotnisko zapasowe może być wybrane (nakazane) lotnisko położone na *NLD* lotu między lotniskiem startu i lotniskiem przeznaczenia. Obliczanie odległości do krytycznego punktu powrotu wykonuje się według tego samego wzoru co i w przypadku powrotu na lotnisko startu. W danym przypadku zasięg w ciszy oblicza się na podstawie pozostałości paliwa nad wybranym lotniskiem zapasowym, bez uwzględnienia nawigacyjnego zapasu paliwa, paliwa martwego i paliwa niezbędnego do podejścia do lądowania.

12.5.3

OBLICZANIE ODLEGŁOŚCI DO KRYTYCZNEGO PUNKTU POWROTU W PRZYPADKU LOTU NA LOTNISKO ZAPASOWE POŁOŻONE Z BOKU TRASY

W przypadku przewidywanego wykorzystania do powrotu z trasy lotu lotniska zapasowego położonego z boku trasy ustala się

przed lotem odgałęzienie (zmianę kierunku) głównej trasy lotu od charakterystycznego obiektu *KO* wybranego na tej trasie, do lotniska zapasowego, a następnie oblicza się największe dopuszczalne oddalenie krytycznego punktu powrotu *KPP* od wybranego obiektu *KO*, na podstawie pozostałej ilości paliwa nad tym punktem Q_{poz}, z uwzględnieniem wpływu wiatru.
Odległość tę oblicza się według wzoru:

$$S_{KPP}=\frac{S_{u=0}-S_{zakr}-S}{2}\left[1-\left(\frac{U_E}{V_r}\right)^2\right]$$

gdzie:

$S_{u=0}$ — zasięg w ciszy od kontrolnego obiektu (*KO*) obliczony według Q_{poz} nad tym punktem, godzinowego zużycia paliwa na wysokości lotu C_h i V_r,

S — odległość od *KO* do lotniska zapasowego.

Przykład 1

Obliczyć oddalenie krytycznego punktu powrotu od *KO* odgałęzienia głównej trasy lotu na lotnisko zapasowe oraz niezbędny zapas paliwa nad *KPP*.

Dane: $V_r=300$ km/h; $NKDM=100°$; $D_N=130°$; $U=60$ km/h; pozostałość paliwa nad punktem odgałęzienia na lotnisko zapasowe $Q_{poz}=1500$ kg; godzinowe zużycie paliwa na wysokości lotu $C_h=500$ kg/h; odległość i *NKDM* od *KO* do lotniska zapasowego: $S=100$ km; $NKDM=10°$; $S_{zakr}=16$ km; nawigacyjny zapas paliwa $Q_n=300$ kg; $Q_{zakr}=30$ kg; $Q_{ląd}=60$ kg; $Q_m=50$ kg.

Rozwiązanie

1) Rozporządzalny zapas paliwa nad *KO*

$$Q_{rozporz}=Q_{poz}-Q_n-Q_{zakr}-Q_{ląd}-Q_m$$

$$Q_{rozporz}=1500-300-30-60-50=1060 \text{ kg}$$

2) Rozporządzalny zapas paliwa wyrażony w czasie

$$t_{Q\ rozporz}=\frac{Q_{rozporz}}{C_h}=\frac{1060}{500}=2{,}12 \text{ h}$$

3) Zasięg lotu w ciszy od *KO*

$$S_{u=0}=V_r \cdot t_{Q\ rozporz}$$

$$S_{u=0}=300 \cdot 2{,}12=636 \text{ km}$$

4) Wiatr ekwiwalentny

$$KW=D_N-NKDM$$

$U_E = U \cdot \cos KW$

$KW = 130 - 100 = +30°$

$U_E = 60 \cdot (+0{,}8660) \approx +52$ km/h

5) Odległość od *KO* do krytycznego punktu powrotu *KPP*, z uwzględnieniem wpływu wiatru

$$S_{KPP} = \frac{S_{u=o} - S_{zakr} - S}{2} \left[1 - \left(\frac{U_E}{V_r} \right)^2 \right]$$

$$S_{KPP} = \frac{636 - 16 - 100}{2} \left[1 - \left(\frac{52}{300} \right)^2 \right] = 252{,}2 \text{ km}$$

6) Zużycie paliwa

— odcinek *KPP—KO*

$U_E = -52$ km/h

$W = 300 - 52 = 248$ km/h

$t = 1{,}02$ h

$Q = 500 \cdot 1{,}02$ h $= 510$ kg

odcinek *KO* — lotnisko zapasowe:

$U_E = -30$ km/h

$W = 270$ km/h

$t = 0{,}37$ h

$Q = 500 \cdot 0{,}37 = 185$ kg

Ogólne zużycie paliwa na trasie powrotu *KPP* — lotnisko zapasowe

$Q_{powr} = 510 + 185 = 695$ kg

7) Zapas paliwa nad *KPP*

$Q_{KPP} = Q_n + Q_{zakr} + Q_{powr} + Q_{ląd} + Q_m$

$Q_{KPP} = 300 + 30 + 695 + 60 + 50 = 1135$ kg

Przykład 2

Obliczyć oddalenie krytycznego punktu powrotu od lotniska startu (lotnisko zapasowe) oraz niezbędny zapas paliwa nad *KPP* zapewniający bezpieczny powrót z trasy.

Dane: $V_r = 450$ km/h; całkowity zapas paliwa w zbiornikach statku powietrznego $Q_c = 2000$ kg; $NKDM = 240°$; $D_N = 30°$; $U = 60$ km/h; godzinowe zużycie paliwa na wysokości lotu $C_h = 600$ kg/h; nawigacyjny zapas paliwa $Q_n = 300$ kg; $Q_{zakr} = 30$ kg; $S_{zakr} = 23$ km; $Q_{st} = 60$ kg; $Q_{ląd} = 40$ kg; $Q_z = 80$ kg; $Q_m = 50$ kg.

Rozwiązanie

1) Rozporządzalny zapas paliwa

$Q_{rozporz} = Q_c - Q_n - Q_z - Q_{st} - Q_{ląd} - Q_m$

$Q_{rozporz} = 2000 - 300 - 80 - 60 - 40 - 50 = 1470$ kg

2) Rozporządzalny zapas paliwa wyrażony w jednostkach czasu:

$$t_{Q\ \text{rozporz}} = \frac{Q_{\text{rozporz}}}{Ch} = \frac{1470}{600} = 2{,}45\ \text{h}$$

3) Zasięg lotu w ciszy:

$$S_{u=o} = V_r \cdot t_{Q\ \text{rozporz}}$$

$$S_{u=o} = 450 \cdot 2{,}45 \approx 1103\ \text{km}$$

4) Wiatr ekwiwalentny

$$U_E = U \cdot \cos KW$$

$$KW = D_N - NKDM$$

$$KW = 30 - 60 = -30^\circ$$

$$U_E = 60 \cdot 0{,}866 \approx +52\ \text{km/h}$$

5) Odległość od lotniska startu do krytycznego punktu powrotu *KPP*, z uwzględnieniem wpływu wiatru

$$S_{KPP} = \frac{S_{u=o} - S_{\text{zakr}}}{2}\left[1 - \left(\frac{U_E}{V_r}\right)^2\right]$$

$$S_{KPP} = \frac{1103 - 23}{2}\left[1 - \left(\frac{52}{450}\right)^2\right] \approx 533\ \text{km}$$

6) Zapas paliwa nad *KPP* zapewniający bezpieczny powrót z trasy na lotnisko startu

czas powrotu w ciszy $t = 1{,}184$ h.
zużycie paliwa w ciszy $Q_{\text{powr}} = 711$ kg
$U_E = -52$ km/h
$F = 1{,}13$

$$Q_{KPP} = Q_n + Q_{\text{zakr}} + Q_{\text{powr}} \cdot F + Q_{\text{ląd}} + Q_m$$

$$Q_{KPP} = 300 + 30 + 711 \cdot 1{,}13 + 40 + 50 \approx 1223\ \text{kg}$$

Wszystkie omówione przypadki obliczania odległości do krytycznego punktu powrotu mogą być rozwiązane graficznie bezpośrednio na mapie lotu bądź też w skali na arkuszu papieru.

W celu orientacyjnej oceny tej odległości można posłużyć się nitką o długości równej w skali mapy odpowiedniemu zasięgowi w ciszy oraz szpilkami.

W przypadku *b* i *c* przedstawionych na rysunku 12.1 można obliczać S_{KPP} od lotniska startu, biorąc pod uwagę Q_{rozporz} i odpowiadający mu $S_{u=0}$ (S_u) dla tego lotniska. Można również w przypadku *c* obliczać S_{KPP} dla powrotu od *KPP* do lotniska zapasowego, po linii łączącej bezpośrednio *KPP* i lotnisko zapasowe.

13

NAWIGACYJNE ZASADY WYKONYWANIA LOTU

13.1

OGÓLNE ZASADY NAWIGOWANIA STATKU POWIETRZNEGO

Nawigowaniem statku powietrznego nazywa się zespół czynności nawigacyjnych załogi od chwili startu do chwili lądowania, mających na celu ustalanie pozycji statku, prowadzenie go w zamierzonym kierunku oraz zapewnienie przylotu do punktu przeznaczenia w nakazanym czasie.

Podczas wykonywania każdego lotu załoga powinna przestrzegać podstawowych ogólnych zasad nawigowania statków powietrznych, a mianowicie:

— wykonywać lot zgodnie z dokonanym na ziemi obliczeniem lotu i nawigacyjnym planem lotu,

— prowadzić ciągłą kontrolę kursu, prędkości, wysokości i czasu lotu,

— stale zachowywać orientację geograficzną, wykorzystując odpowiednio do tego celu wszystkie dostępne urządzenia techniczne i przybliżone obliczenia w pamięci,

— we właściwym czasie korygować odchylenia statku od nakazanego kierunku lotu i błędy czasu dolotu do punktów trasy lotu, a w szczególności czasu dolotu do punktu przeznaczenia.

Do każdego lotu, nawet po tej samej trasie, należy przygotowywać się równie starannie i wszechstronnie jak do pierwszego lotu.

Dla każdego lotu nietrasowego (lot po kręgu, do strefy pilotażu itp.) należy uprzednio przewidzieć i przemyśleć manewr, który powinno się nanieść na mapę czy schemat lub dokładnie opanować pamięciowo.

Lot po nakazanej linii drogi ułatwia nawigowanie statku powietrznego, ponieważ załoga może zawczasu na ziemi wykonać niezbędne obliczenia nawigacyjne.

Podczas lotu statek powietrzny może odchylić się od nakazanej linii drogi. Odchylenie to, a także niedokładny w czasie przelot podstawowych punktów trasy, może nastąpić w wyniku: błędnych odczytów wskazań przyrządów, nieuwzględniania poprawek na błędy przyrządów, błędów w obliczeniach i pomiarach nawigacyjnych, niedokładnego utrzymywania nawigacyjnych elementów lotu, a także w wyniku nieuwzględniania zmian wiatru. W związku z tym, w celu dokładnego wykonania lotu po nakazanej trasie i przylotu nad punkt przeznaczenia w nakazanym (obliczonym) czasie załoga powinna w czasie lotu stale prowadzić orientację geograficzną i kontrolę drogi oraz wprowadzać konieczne poprawki do ustalonych elementów lotu (reżymu lotu).

W celu wykonania określonego zadania, zwiększenia niezawodności i dokładności nawigowania statku powietrznego po nakazanej trasie oraz przylotu nad określone punkty w nakazanym czasie, załoga powinna kompleksowo wykorzystywać najefektywniejsze w danej nawigacyjnej sytuacji lotu metody i urządzenia nawigowania statku powietrznego.

Dokładność wykonania lotu po nakazanej trasie powinna mieścić się w granicach tolerancji określonych dla danego lotu lub zadania.

W załodze wieloosobowej funkcje związane z nawigowaniem statku są podzielone między kilku członków załogi (dowódcę statku powietrznego, drugiego pilota, nawigatora). Natomiast pilot jednomiejscowego statku powietrznego musi sam wykonywać wszystkie czynności związane z pilotowaniem i nawigowaniem, obserwacją przestrzeni powietrznej, kontrolą i sterowaniem pracą silnika(ów) i utrzymywaniem miejsca w grupie.

Niektórych czynności nawigacyjnych pilot statku jednomiejscowego nie może wykonać w czasie lotu (zwłaszcza gdy na pokła-

dzie nie ma autopilota). Dotyczy to wykreślania linii pozycyjnych, nowej trasy itp. Z tego też względu, w przypadku pilota statku jednomiejscowego, szczególnego znaczenia nabiera umiejętność wykonywania obliczeń pamięciowych oraz przybliżonego, „na oko", określania kierunków i odległości na mapie i w terenie.

Podczas każdego lotu czynności związane z nawigowaniem statku powietrznego wykonuje się w pewnej określonej dla danego lotu kolejności, ustalonej w nawigacyjnym planie lotu.

13.2

NAWIGACYJNE ETAPY LOTU

Każdy lot można pod względem nawigacyjnym podzielić na etapy.

Na przykład:

1) lot po kręgu nadlotniskowym:
   — start i wznoszenie do określonej wysokości,
   — lot po trasie kręgu nadlotniskowego,
   — podejście do lądowania i lądowanie.
2) lot do strefy pilotażu:
   — start i wznoszenie do określonej wysokości,
   — dolot do strefy,
   — wykonanie zadania w strefie,
   — dolot do lotniska,
   — podejście do lądowania i lądowanie.
3) lot po trasie zamkniętej (np. nawigacyjny lot szkoleniowy lub treningowy):
   — start i wznoszenie do określonej wysokości,
   — dolot do *WPT*,
   — lot po trasie,
   — dolot do *KPT*,
   — dolot do lotniska,
   — podejście do lądowania i lądowanie.
4) lot po trasie na wykonanie zadania:
   — start i wznoszenie do określonej wysokości,
   — dolot do *WPT*,

— lot po trasie do *PWZ* (celu),
— wykonanie zadania,
— dolot do *WPTP*,
— lot po trasie powrotnej,
— dolot do *KPT*,
— dolot do lotniska,
— podejście do lądowania i lądowanie.

W przypadku wykonywania lotu grupowego dochodzą etapy:
— zbiórka grupy,
— rozpuszczenie grupy do lądowania.

Ponadto mogą występować dodatkowe etapy:
— etap manewru zapewniającego przylot w nakazanym czasie nad określony punkt na trasie lub na lotnisko,
— etap związany z pomiarem nawigacyjnych elementów lotu (tzw. etap kontrolny — *EK*).

13.3
NAWIGOWANIE STATKU POWIETRZNEGO PO ODCINKACH PROSTOLINIOWYCH I PO ŁUKACH

Nawigowanie statku powietrznego, zarówno podczas lotu poziomego jak i podczas wznoszenia (zniżania), może odbywać się po odcinkach prostoliniowych albo po łukach. W obydwu przypadkach czynności nawigacyjne załogi są w zasadzie analogiczne i powtarzają się na kolejnych odcinkach (łukach) w zależności od konkretnej nawigacyjnej sytuacji lotu. Kolejność czynności wymienionych w podpunktach od 4 do 8 w 13.3.1 i 13.3.2 może być w razie potrzeby zmieniona przez załogę.

13.3.1
NAWIGOWANIE STATKU POWIETRZNEGO PO ODCINKU PROSTOLINIOWYM

Czynności załogi podczas nawigowania statku powietrznego po odcinku prostoliniowym:

1) określenie przed osiągnięciem punktu początku odcinka nawigacyjnego reżymu lotu: K, V, H, V_z i nakazanego czasu przelotu odcinka,

2) odlot od punktu początku odcinka z ustalonym nawigacyjnym reżymem lotu,
3) utrzymywanie nawigacyjnego reżymu lotu,
4) kontrola utrzymywania nawigacyjnego reżymu lotu,
5) kontrola drogi według kierunku i odległości,
6) poprawienie kierunku w przypadku odchylenia od nakazanego kierunku lotu,
7) określenie przewidywanego czasu przylotu do końcowego punktu odcinka,
8) poprawienie nawigacyjnego reżymu lotu (K, V, V_z) w przypadku stwierdzenia, że przylot do końcowego punktu odcinka nastąpi wcześniej lub później od czasu obliczonego lub nakazanego (jeżeli nakazany jest czas przylotu nad punkt),
9) określenie rzeczywistego czasu przelotu nad końcowym punktem odcinka.

13.3.2
NAWIGOWANIE STATKU POWIETRZNEGO PO ŁUKU

Czynności załogi podczas nawigowania statku powietrznego po łuku:

1) określenie przed osiągnięciem punktu początku łuku nawigacyjnego reżymu lotu: V, β, ω, H, V_z i nakazanego czasu przelotu łuku oraz początkowego i końcowego kursu lotu,
2) odlot od punktu początku łuku,
3) utrzymywanie nawigacyjnego reżymu lotu,
4) kontrola utrzymywania nawigacyjnego reżymu lotu,
5) kontrola drogi według kierunku i odległości,
6) poprawienie V oraz β w przypadku odchyleń od wymaganej szybkości zmiany kierunku lotu ω, w celu wyprowadzenia statku na żądany kierunek,
7) określenie przewidywanego czasu przylotu do końcowego punktu łuku,
8) poprawienie nawigacyjnego reżymu lotu (V, β, V_z) w przypadku stwierdzenia, że przylot nad końcowy punkt łuku nastąpi wcześniej lub później od czasu obliczonego lub nakazanego (jeżeli nakazany jest czas przylotu nad punkt),
9) określenie rzeczywistego czasu przelotu nad końcowym punktem łuku.

13.4.1
DOLOT DO PODSTAWOWEGO PUNKTU TRASY

Jednym z istotnych warunków dokładności wykonania całego lotu po nakazanej trasie jest dokładny co do miejsca, kierunku i czasu przelot nad podstawowymi punktami trasy.

Dolot do podstawowego punktu trasy (*WPT*, *WPTP*, *PZK*) można wykonać według:

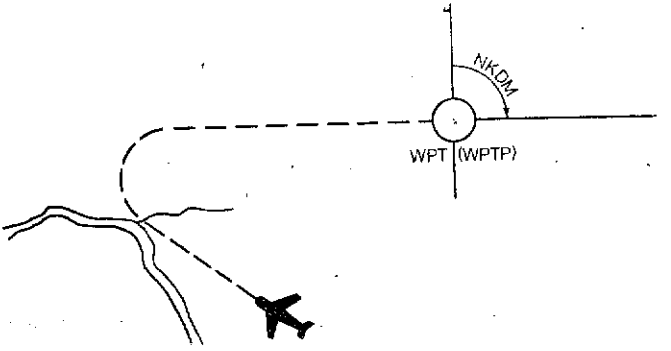
— orientacji wzrokowej,
— kursu równego nakazanemu kątowi drogi,
— kursu obliczonego z uwzględnieniem kąta znoszenia,
— urządzeń radiotechnicznych (pokładowych, naziemnych),
— pomocy świetlnotechnicznych.

Zależnie od nawigacyjnej sytuacji lotu poszczególne sposoby wyjścia nad podstawowe punkty trasy mogą występować łącznie.

Wymienione sposoby stosuje się również podczas dolotu:

— nad punkty kręgu nadlotniskowego,
— do strefy pilotażu, strefy oczekiwania
— do lotniska,
— nad inne punkty związane z wykonaniem zadania.

Manewr dolotu do *WPT* (*WPTP*) powinien zapewniać dokładny przelot nad tym punktem w miejscu, czasie i kierunku. W celu ułatwienia takiego manewru można stosować wyjście nad ten punkt od obiektu pomocniczego (rys. 13.1).



Rys. 13.1. Wyjście na WPT (WPTP) od obiektu pomocniczego

Praktycznie nieduże dowroty na nakazany kierunek lotu można wykonywać bezpośrednio nad *WPT* (*WPTP*). Dowroty takie nie spowodują znacznych odchyleń od nakazanej linii drogi.

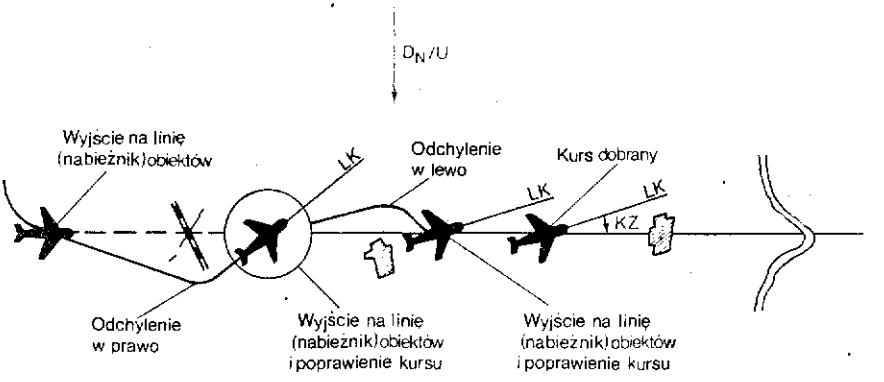
13.4.2
ODLOT OD PODSTAWOWEGO PUNKTU TRASY

Odlot od podstawowego punktu trasy wykonuje się:
— według orientacji wzrokowej,
— z kursem równym nakazanemu kątowi drogi,
— z kursem obliczonym z uwzględnieniem kąta znoszenia,
— za pomocą urządzeń radiotechnicznych (pokładowych, naziemnych) lub pomocy świetlnotechnicznych (naziemnych).

Wymienione sposoby odlotu od podstawowego punktu trasy można stosować również od innych ustalonych punktów, np. podczas lotu:
— po kręgu nadlotniskowym,
— do strefy pilotażu i ze strefy na lotnisko,
— w strefie oczekiwania,
— w procedurach podejścia do lądowania itp.
— od *KPT* do lotniska.

13.4.2.1. Wyjście na nakazaną linię drogi z kursem dobranym według linii (nabieżnika) obiektów orientacyjnych

Ten sposób (rys. 13.2) stosuje się przy dobrej widoczności terenu i obecności na *NLD* charakterystycznych obiektów orientacyj-



Rys. 13.2. Odejście od podstawowego punktu trasy z kursem podebranym według linii (nabieżnika) obiektów orientacyjnych

nych. W celu dobrania kursu lotu według linii (nabieżnika) obiektów orientacyjnych wybiera się 2—3 obiekty na *NLD* w pobliżu podstawowego punktu trasy. Odległość między nimi powinna być taka, aby w chwili podejścia do jednego z nich był widoczny obiekt następny. Odległość ta zależy przede wszystkim od warunków widoczności i wysokości lotu.

Podczas lotu pilot wyprowadza statek powietrzny na linię (nabieżnik) obiektów orientacyjnych 5—10 km na przed pierwszym obiektem, z *KM* równym *NKDM* lub z kursem uwzględniającym w przybliżeniu *KZ*. Następnie pilot manewruje kursem statku tak, aby obiekty orientacyjne znajdowały się na jednej linii obserwacji. Jeżeli dalszy obiekt orientacyjny odchyla się w prawo, to i statek znoszony jest w prawo i kurs należy zmniejszyć; przy odchyleniu dalszego obiektu w lewo statek znoszony jest w lewo i kurs należy zwiększyć.

Po osiągnięciu takiego kierunku lotu, przy którym obiekty nabieżnika będą się stale znajdowały na jednej linii obserwacji, pilot odczytuje z busoli kurs i utrzymuje go w dalszym locie. Trzeci obiekt orientacyjny wykorzystuje się w taki sam sposób aż do uściślenia dobranego kursu. Prawidłowość dobrania kursu lotu można również kontrolować po przelocie ostatniego obiektu obserwacją „w tył".

13.4.2.2. Wyjście na nakazaną linię drogi z kursem dobranym według liniowego obiektu orientacyjnego

Dobranie kursu lotu według liniowego obiektu orientacyjnego stosuje się w tym przypadku, kiedy obiekt taki pokrywa się z *NLD* lub przebiega równolegle do niej w zasięgu widoczności z danej wysokości lotu. W celu dobrania kursu tym sposobem przyjmuje się w chwili przelotu podstawowego punktu trasy *KM* równy *NKDM*, a następnie niedużymi zmianami kursu dobiera się taki kurs lotu, przy którym kierunek ruchu statku pokrywa się z obiektem liniowym lub jest do niego równoległy. Po osiągnięciu takiego stanu odczytuje się z busoli kurs i z tym kursem kontynuuje się dalszy lot po nakazanej linii drogi.
Długość odcinka obiektu liniowego dla dobrania kursu lotu po-

winna być przy prędkościach lotu 400—600 km/h nie mniejsza niż 20—40 km.

Sposób ten stosuje się podczas lotów na małych i średnich wysokościach, w dzień, przy dobrej widoczności obiektów orientacyjnych.

13.4.2.3. Wyjście na nakazaną linię drogi z kursem równym nakazanemu kątowi drogi

Jeżeli sytuacja uniemożliwia odejście od podstawowego punktu trasy z kursem obliczonym z uwzględnieniem kąta znoszenia, to odlot od tego punktu na trasę dokonuje się z kursem równym nakazanemu kątowi drogi.

13.4.2.4. Wyjście na nakazaną linię drogi z kursem obliczonym według wiatru prognostycznego lub wiatru określonego za pomocą balonu-sondy

Istota tego sposobu polega na tym, że załoga przed lotem otrzymuje wiatr prognostyczny lub wiatr określony za pomocą balonu-sondy i według niego oblicza dla odcinka trasy kurs lotu, prędkość podróżną i czas lotu. Obliczone dane załoga zapisuje w dzienniku pokładowym.

Po wyjściu statku powietrznego na podstawowy punkt trasy (*WPT*, *PZK*, *WPTP*) załoga przyjmuje obliczony kurs lotu. Ponieważ wiatr na wysokości lotu może się różnić od prognostycznego lub określonego za pomocą balonu-sondy, to obliczony kurs lotu może okazać się niedokładny. Dlatego załoga jest obowiązana bezpośrednio po odejściu od podstawowego punktu trasy określić kąt znoszenia i w razie potrzeby wprowadzić poprawkę kursu.

13.4.2.5. Wyjście na nakazaną linię drogi z kursem obliczonym według wiatru określonego podczas lotu

Załoga określa wiatr na wysokości, na jakiej ma się odbyć lot, i według tego wiatru oblicza kurs lotu, z jakim ma odlecieć od podstawowego punktu trasy.

13.4.2.6. Wyjście na nakazaną linię drogi z kursem dobranym według kąta znoszenia, określonego za pomocą urządzenia pokładowego

Sposób ten stosuje się, gdy statek powietrzny jest wyposażony w urządzenie umożliwiające szybki pomiar kąta znoszenia, np. urządzenie Dopplera, radiolokator lub optyczny wizjer.

Po odejściu od podstawowego punktu trasy, z kursem równym nakazanemu kątowi drogi lub z kursem obliczonym według wiatru, załoga od razu mierzy kąt znoszenia i określa kurs lotu według wzoru:

$$KM = NKDM - (\pm KZ)$$

Po poprawieniu kursu załoga ponownie mierzy kąt znoszenia i w razie potrzeby wprowadza do kursu poprawkę. Po dobraniu kursu statek powietrzny będzie leciał równolegle do *NLD*. Ponieważ pomiar *KZ* był wykonany zaraz po przelocie podstawowego punktu trasy, a jego wykonanie i wprowadzenie poprawki dokonuje się w krótkim czasie, wartość liniowego odchylenia od *NLD* jest praktycznie nieznaczna.

Ten sposób dobrania kursu lotu szeroko stosuje się na współczesnych statkach powietrznych.

13.4.3
KONTROLA DROGI

13.4.3.1. Wstęp

W celu dokładnego wykonania lotu po nakazanej trasie i wyjścia na określony punkt (obiekt) w nakazanym czasie, pilot powinien dokładnie utrzymywać nakazany (założony w obliczeniach) nawigacyjny reżym lotu oraz systematycznie kontrolować drogę, tzn. określać rzeczywistą drogę statku powietrznego i porównywać ją z nakazaną linią drogi.

Odchylenie statku powietrznego od nakazanej linii drogi, a także niedokładny w czasie przelot kontrolnych obiektów mogą wystąpić w wyniku błędów w nawigacyjnych obliczeniach i pomiarach, niedokładnego utrzymywania nawigacyjnego reżymu lotu, błędów we wskazaniach przyrządów, a także w wyniku nie uwzględniania we właściwym czasie wpływu zmian wiatru.

W ramach kontroli drogi ustala się podczas lotu okresowo pozycje statku powietrznego, linie pozycyjne oraz rzeczywiste wartości nawigacyjnych elementów lotu, wykorzystując w tym celu kompleksowo techniczne wyposażenie nawigacyjne statku powietrznego i naziemne urządzenia techniczne, obserwację wzrokową przelatywanego terenu oraz nawigacyjne określenia „na oko" i obliczenia w pamięci.

Rozróżnia się następujące rodzaje kontroli drogi:

— kontrolę drogi według kierunku,
— kontrolę drogi według odległości (czasu),
— pełną kontrolę drogi.

Kontrolę drogi prowadzi się sposobami przewidzianymi w nawigacyjnym planie lotu. Przy wyborze urządzeń radiotechnicznych i sposobów kontroli drogi powinno się brać pod uwagę nie tylko możliwość, lecz i celowość ich stosowania w danej nawigacyjnej sytuacji lotu. Pierwszeństwo powinno się oddawać tym urządzeniom i sposobom, które zapewniają większą dokładność kontroli drogi i są najlepiej opanowane przez załogę.

13.4.3.2. Kontrola drogi według kierunku

Kontrola drogi według kierunku polega na określaniu rzeczywistego kierunku lotu (rzeczywistego kąta drogi) i bocznego odchylenia (kątowego, liniowego) od nakazanej linii drogi.

Szczególnie dokładnie powinno się kontrolować drogę według kierunku przy odejściu od lotniska i podstawowych punktów trasy, ponieważ niewykrycie we właściwym czasie błędu w kursie lotu może doprowadzić do dużych odchyleń od *NLD*, utraty orientacji geograficznej i niewykonania zadania.

Aby uniknąć dużych błędów w kierunku odejścia od lotniska i podstawowych punktów trasy należy:

— w chwili odejścia porównać wskazania wszystkich przyrządów wskazujących kurs i upewnić się o przyjęciu właściwego kursu; jeżeli odejście wykonuje się po łuku zakrętu, należy dodatkowo kontrolować utrzymywanie rzeczywistej prędkości powietrznej, kąta przechylenia i prędkości kątowej zakrętu,
— sprawdzić prawidłowość kierunku lotu według naziemnych obiektów orientacyjnych (przy widoczności ziemi) i wskazań pokładowych urządzeń radiotechnicznych.

Podobnie dokładnie powinno się kontrolować drogę według kierunku przy dolocie do podstawowych punktów trasy i lotniska.

Rzeczywisty kierunek lotu można określić według:

— kolejnych pozycji statku powietrznego,

— pomiarów kąta znoszenia,

— bocznego odchylenia.

Określanie rzeczywistego kierunku lotu według kolejnych pozycji statku powietrznego. Łącząc kolejne pozycje statku powietrznego na mapie, otrzymuje się rzeczywistą linię drogi. Następnie mierzy się kąt zawarty między północnym kierunkiem południka i rzeczywistą linią drogi. Kąt ten jest rzeczywistym kątem drogi.

Określanie rzeczywistego kierunku lotu według pomiarów kąta znoszenia. Do średniego kursu dodaje się średni kąt znoszenia i otrzymuje rzeczywisty kąt drogi:

$$RKDM = KM_{śr} + (\pm KZ_{śr})$$

$$RKDG = KG_{śr} + (\pm KZ_{śr})$$

Określanie bocznego odchylenia. Boczne odchylenie RLD od NLD może być w czasie lotu określone według:

— liniowego obiektu orientacyjnego pokrywającego się z nakazaną linią drogi lub przebiegającego równolegle do niej,

— znanej pozycji statku powietrznego,

— namiaru obiektu orientacyjnego położonego na nakazanej linii drogi,

— radionamiaru punktu radionawigacyjnego znajdującego się na nakazanej linii drogi lub na jej przedłużeniu,

— pomiaru kąta znoszenia.

Podczas lotu wzdłuż obiektu liniowego pokrywającego się z nakazaną linią drogi ocenia się wzrokowo wartość liniowego bocznego odchylenia statku powietrznego od tego obiektu, a tym samym od nakazanej linii drogi.

Gdy obiekt liniowy przebiega równolegle do nakazanej linii drogi, określa się liniowe boczne odchylenie wzrokowo, porównując położenie statku powietrznego względem tego obiektu i nakazanej linii drogi.

Określanie bocznego odchylenia według znanej pozycji statku powietrznego polega na tym, że ustala się w czasie lotu pozycję statku powietrznego, nanosi się ją na mapę i ocenia wartość liniowego i kątowego bocznego odchylenia od nakazanej linii drogi.

Określanie bocznego odchylenia według namiaru obiektu orientacyjnego znajdującego się na nakazanej linii drogi polega na określeniu namiaru wzrokowego statku powietrznego, wykreśleniu (odłożeniu wzrokowo) linii tego namiaru na mapie i określeniu kątowego bocznego odchylenia od nakazanej linii drogi.

Określanie bocznego odchylenia według radionamiaru punktu radionawigacyjnego, znajdującego się na nakazanej linii drogi lub na jej przedłużeniu, polega na określeniu radionamiaru statku powietrznego od tego punktu, wykreśleniu na mapie linii radionamiaru statku powietrznego i określeniu kątowego bocznego odchylenia od nakazanej linii drogi.

Określanie bocznego odchylenia według pomiaru kąta znoszenia polega na obliczeniu rzeczywistego kąta drogi *RKDM* przez dodanie do kursu lotu *KM* kąta znoszenia *KZ*, tj.

$$RKDM = KM + (\pm KZ)$$

a następnie obliczenie kątowego bocznego odchylenia *KBO* przez odjęcie od rzeczywistego kąta drogi *RKDM*, nakazanego kąta drogi *NKDM*:

$$KBO = RKDM - NKDM$$

13.4.3.3. Kontrola drogi według odległości (czasu)

Kontrola drogi według odległości (czasu) polega na określaniu drogi przebytej przez statek powietrzny od określonego punktu (czasu lotu od tego punktu) lub drogi pozostałej do przebycia do kolejnego punktu (czasu pozostałego do obliczonego lub nakazanego czasu wyjścia nad ten punkt).

Wyjściowym punktem kontroli drogi według odległości (czasu) może być lotnisko startu, podstawowy punkt trasy, punkt radionawigacyjny, pozycja statku powietrznego itp. Punktem, w odniesieniu do którego określa się drogę pozostałą do przebycia (pozostały czas lotu) może być punkt radionawigacyjny, punkt zmiany kierunku lotu, lotnisko lądowania itp.

Zależnie od nawigacyjnej sytuacji lotu, kontrolę drogi według odległości (czasu) prowadzi się według obserwacji wzrokowej terenu i namiarów wzrokowych, zliczenia drogi oraz radionamiarów bocznych PRN i położonych na linii drogi.

W warunkach widoczności powierzchni ziemi i obecności w terenie charakterystycznych obiektów orientacyjnych kontrolę drogi według odległości (czasu) można prowadzić według:
— przelotu charakterystycznych punktowych obiektów orientacyjnych położonych na nakazanej linii drogi,
— przelotu liniowych obiektów orientacyjnych lub linii (nabieżników) punktowych obiektów orientacyjnych prostopadłych do *NLD*,
— przelotu trawersu obiektów orientacyjnych położonych z boku trasy lotu,
— namiarów optycznych na boczne obiekty orientacyjne położone pod kątem zbliżonym do 90° w stosunku do *NLD* lub na obiekty położone na *NLD* (określanie odległości według *KP* i *H*).
— zliczania drogi.

W warunkach braku widoczności powierzchni ziemi oraz braku w terenie charakterystycznych obiektów orientacyjnych kontrolę według odległości (czasu) prowadzi się za pomocą urządzeń radiotechnicznych według:
— przelotu PRN położonych na *NLD*,
— przelotu trawersu bocznego PRN lub linii radionamiarów zbliżonych do trawersu PRN.
— przelotu dowolnej linii pozycyjnej prostopadłej do *NLD*, otrzymanej za pomocą urządzeń radiotechnicznych (np. DME).

Podstawową przesłanką sprzyjającą kontroli drogi według odległości i dokładności czasu przelotu przewidzianych obiektów jest dokładne utrzymywanie nawigacyjnego reżymu lotu (a zwłaszcza prędkości) oraz systematyczne zliczanie przebytej drogi.

13.4.3.4. Pełna kontrola drogi

Pełna kontrola drogi obejmuje kontrolę drogi według kierunku i kontrolę drogi według odległości. Znajomość pozycji statku powietrznego daje pełną kontrolę drogi.

Pozycja statku powietrznego może być w czasie lotu ustalona na podstawie:
— orientacji wzrokowej,
— zliczania drogi,
— przelotu nad PRN,
— przecięcia się 2—3 linii pozycyjnych sprowadzonych do tego samego czasu,
— informacji z ziemi.

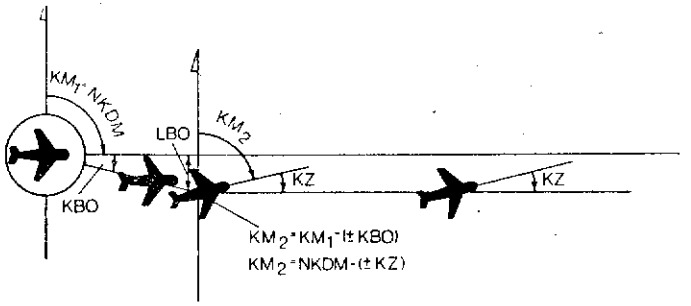
13.4.4
POPRAWIANIE KIERUNKU LOTU

13.4.4.1. Cel poprawiania kierunku lotu

Poprawianie kierunku lotu polega na zmianie kursu i może mieć na celu wyjście na:
— kierunek równoległy do nakazanej linii drogi,
— nakazaną linię drogi,
— podstawowy punkt trasy lub *KO*,
— nową nakazaną linię drogi.

13.4.4.2. Wyjście na kierunek równoległy do nakazanej linii drogi

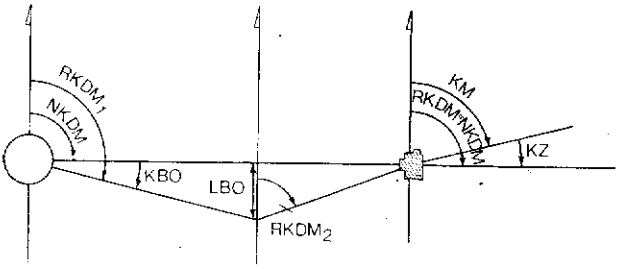
W przypadku niedużego odchylenia od *NLD* można poprawić kurs o wartość *KBO* i wówczas statek powietrzny powinien przemieszczać się równolegle do *NLD* (rys. 13.3).
Można także, w przypadku odchylenia wynikłego z nieuwzględnienia *KZ* lub niedokładnego uwzględnienia *KZ*, przyjąć kurs poprawiony o *KZ* zmierzony w czasie lotu, co również powinno zapewnić przemieszczanie się statku równolegle do *NLD* (rys. 13.3).



Rys. 13.3. Wyjście na kierunek równoległy do nakazanej linii drogi

13.4.4.3. Wyjście na nakazaną linię drogi za pomocą obiektu znajdującego się na tej linii

W przypadku stwierdzenia odchylenia od *NLD* (przy widoczności terenu) wybiera się dowolny obiekt orientacyjny w terenie, znajdujący się na tej linii w przodzie statku powietrznego, a następnie zmienia się kurs tak, aby linia drogi statku powietrznego przebiegała przez wybrany obiekt (rys. 13.4). Nad obiektem tym



Rys. 13.4. Wyjście na nakazaną linię drogi za pomocą obiektu znajdującego się na tej linii

lub z pewnym wyprzedzeniem przyjmuje się kurs magnetyczny obliczony z uwzględnieniem kąta znoszenia. Kurs ten oblicza się według wzoru:

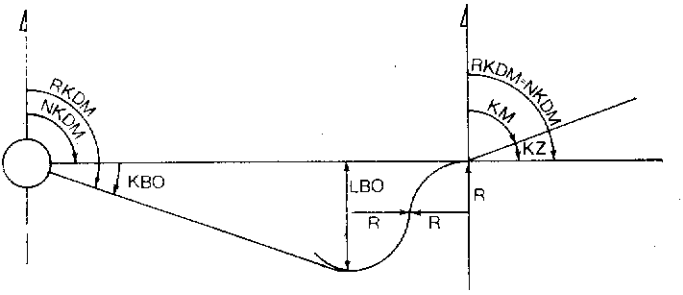
$$KM = NKDM - (\pm KZ)$$

13.4.4.4. Poprawianie kierunku lotu w celu wyjścia na nakazaną linię drogi dwoma zakrętami

Manewr poprawiania kierunku lotu w celu wyjścia na *NLD* dwoma zakrętami polega na wykonaniu kolejno po sobie następujących dwóch zakrętów o taki sam kąt, z których pierwszy wykonuje się w kierunku *NLD*, a drugi w kierunku przeciwnym do pierwszego, z takim wyliczeniem, aby po jego zakończeniu statek powietrzny znalazł się na *NLD* (rys. 13.5). Wartość kąta zakrętu oblicza się dla założonych *LBO*, V_r i β według wzoru:

$$\cos K_{zakr} = 1 - \frac{LBO}{2R}$$

W przypadku gdy:
— $LBO < 2R$, kąt zakrętu jest mniejszy od 90°,



Rys. 13.5. Wyjście na nakazaną linię drogi dwoma zakrętami

— $LBO = 2R$, kąt zakrętu równa się 90°,
— $LBO > 2R$, co może mieć miejsce przy dużych LBO i małych prędkościach lotu, wykonuje się również 2 zakręty o 90°, z tym że po wykonaniu pierwszego zakrętu o 90°, leci się przez obliczony czas t prostopadle do NLD, a po jego upływie wykonuje się drugi zakręt o 90° w kierunku przeciwnym (do chwili wyjścia na kurs lotu przed manewrem).

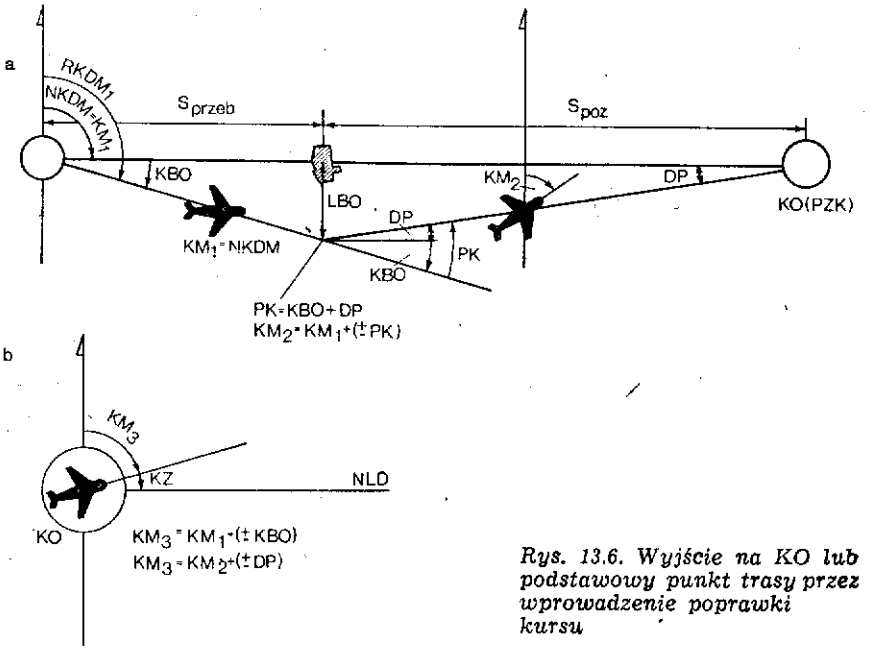
Czas t oblicza się według wzoru:

$$t = \frac{LBO - 2R}{V_r}$$

W przewidywaniu stosowania takiego manewru podczas lotu zaleca się obliczyć przed lotem odpowiednie tabelki dla założonych LBO, V_r i typowych β (np.: 20°; 30°; 45°).

13.4.4.5. Poprawianie kierunku lotu w celu wyjścia nad KO lub podstawowy punkt trasy

Poprawianie kierunku lotu w celu wyjścia nad KO lub podstawowy punkt danego odcinka trasy lotu dokonuje się przez wprowadzenie do kursu poprawki PK (rys. 13.6). Wartość tej poprawki zależy od wartości bocznego odchylenia oraz drogi przebytej i pozostałej do przebycia. Wartość liczbowa poprawki kursu równa się sumie kątowego bocznego odchylenia KBO i dopełnienia poprawki DP na drogę pozostałą do przebycia: $PK = KBO + DP$. Znak PK jest przeciwny do znaku KBO. Znak i wartość kątowego bocznego odchylenia wynika z różnicy $RKDM$



Rys. 13.6. Wyjście na KO lub podstawowy punkt trasy przez wprowadzenie poprawki kursu

i *NKDM*. *KBO* może być również obliczone na podstawie liniowego bocznego odchylenia *LBO* od nakazanej linii drogi:

$$\pm KBO = RKDM - NKDM$$

$$\operatorname{tg} KBO = \frac{\pm LBO}{S_{przeb}}$$

lub

$$\pm KBO = \frac{\pm LBO \cdot 60}{S_{przeb}}$$

gdzie: S_{przeb} — droga przebyta.

Gdyby wprowadzić do kursu tylko poprawkę równą wartości kątowego bocznego odchylenia, to statek powietrzny leciałby równolegle do *NLD*, w odległości równej *LBO*. Uwzględnienie dodatkowej poprawki na drogę pozostałą do przebycia, zwanej dopełnieniem poprawki *DP*, spowoduje zbliżanie się statku do nakazanej linii drogi i wyjście na nią w punkcie określonym

odległością pozostałą do przebycia. Dopełnienie poprawki można obliczyć według wzorów:

$$\operatorname{tg} DP = \frac{\pm LBO}{S_{poz}}$$

lub

$$DP = \frac{\pm LBO \cdot 60}{S_{poz}}$$

gdzie: S_{poz} — droga pozostała do przebycia.

Znak *DP* przyjmuje się taki sam co i znak *LBO* (*KBO*).

Wartości *KBO*, *DP* i *PK* mogą być obliczane na suwaku (kalkulatorze) nawigacyjnym na podstawie *LBO*, S_{przeb} i S_{poz} lub określane w przybliżeniu pamięciowo, według następującej zasady:

— jeżeli pozostała droga równa jest drodze przebytej, to poprawka kursu równa się 2 *KBO*,

— jeżeli pozostała droga jest dwa razy mniejsza od drogi przebytej to poprawka kursu równa się 3 *KBO*,

— jeżeli pozostała droga jest 2—3 razy większa od drogi przebytej, to poprawka kursu równa się 1,5 *KBO*.

Poprawkę kursu dodaje się do poprzedniego kursu lotu, jeżeli statek powietrzny odchylił się w lewo od nakazanej linii drogi i odejmuje, jeżeli statek powietrzny odchylił się w prawo od tej linii. Można zapamiętać również taką zasadę: przy odchyleniu się statku powietrznego w lewo od *NLD* kurs należy zwiększyć, a przy odchyleniu w prawo — zmniejszyć.

Kurs magnetyczny dla lotu w kierunku *NLD* i wyjścia na określony na niej punkt oblicza się według wzoru:

$$KM_2 = KM_1 + (\pm PK)$$

Po wyjściu na *NLD* należy zmienić kurs w kierunku *NLD* o wartość *DP*, tzn. kontynuować lot z $KM_3 = KM_2 + (\pm DP)$ lub $KM_3 = KM_1 - (\pm KBO)$, gdyż w przypadku dalszego lotu z KM_2 statek powietrzny zacznie odchylać się od *NLD* w stronę przeciwną do kierunku odchylenia pierwotnego. Przy obliczaniu poprawki kursu można drogę przebytą i pozostałą do przebycia wyrażać w czasie.

Przykład

Obliczyć kątowe boczne odchylenie *KBO*, dopełnienie poprawki *DP*, poprawkę kursu *PK*, kurs lotu do wybranego obiektu KM_2 oraz kurs dalszego lotu od tego obiektu po nakazanej linii drogi KM_3.

Dane: $NKDM=90°$; $KM_1=90°$; $S_{przeb}=45$ km; $S_{poz}=60$ km; $LBO=+11$ km.

Rozwiązanie

$$KBO=\frac{\pm LBO\cdot 60}{S_{przeb}}$$

$$KBO=\frac{+11\cdot 60}{45}\approx +15°$$

$$DP=\frac{\pm LBO\cdot 60}{S_{poz}}$$

$$DP=\frac{+11\cdot 60}{60}=+11°$$

$$PK=-(KBO+DP)$$

$$PK=-(15+11)=-26°$$

$$KM_2=KM_1+(\pm PK)$$

$$KM_2=90-26=64°$$

$$KM_3=KM_2+(\pm DP) \quad \text{lub} \quad KM_3=KM_1-(\pm KBO)$$

$$KM_3=64+11=75° \quad \text{lub} \quad KM_3=90-15=75°$$

13.4.4.6. Poprawienie drogi według kierunku w przypadku gdy *PK* przekracza 30°

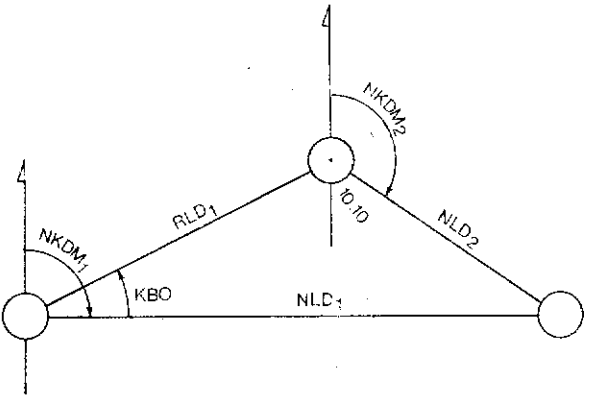
W przypadku gdy obliczona poprawka kursu przekracza 30°, a pozostała odległość jest duża, kierunek lotu poprawia się, wykreślając z ustalonej *PS* nową linię drogi NLD_2 na wybrany obiekt na NLD_1 i obliczając kurs lotu dla tej nowej linii drogi (rys. 13.7).

W tym celu należy:

— oznaczyć na mapie pozycję statku powietrznego dla przewidywanego miejsca poprawiania kursu,

— wykreślić nową linię drogi NLD_2 od tej pozycji do wybranego punktu wyjścia na NLD_1,

— zmierzyć nowy $NKDG_2$ i dla niego obliczyć lub dobrać nowy kurs lotu.



Rys. 13.7. Poprawienie drogi według kierunku w przypadku gdy $PK > 30°$

Podobnie postępuje się w przypadku wymuszonej potrzeby zmiany kierunku lotu przed podstawowym punktem trasy, np. w celu obejścia chmury burzowej, po stwierdzeniu znacznego odchylenia od podstawowego punktu trasy, w razie konieczności odejścia na lotnisko zapasowe lub nowy punkt związany z wykonaniem zadania (np. po otrzymaniu nowego zadania w powietrzu).

Na statkach powietrznych, na których załogę stanowi tylko pilot, może on w wymienionych przypadkach określać nowy *NKDM* w sposób przybliżony, „na oko", i w miarę możliwości dobierać nowy kurs lotu z uwzględnieniem znoszenia przez wiatr.

13.4.5 POPRAWIANIE CZASU DOLOTU W CELU PRZYLOTU DO PUNKTU PRZEZNACZENIA W OBLICZONYM (PRZEWIDYWANYM) LUB NAKAZANYM CZASIE

Przylot nad punkt przeznaczenia (*PWZ*, lotnisko) w obliczonym (nakazanym) czasie zapewnia się poprzez:

— dokładne wstępne (bezpośrednie) obliczenie lotu na ziemi,

— dokładny w czasie start,

— dokładne utrzymywania założonego (nakazanego) nawigacyjnego reżymu lotu,

— przelot nad podstawowymi punktami trasy w obliczonym czasie,

— systematyczną kontrolę czasu lotu,

— poprawianie czasu dolotu do punktu przeznaczenia przez wytracenie nadwyżki czasu lub nadrobienie opóźnienia.

Jeżeli w wyniku kontroli drogi stwierdza się, że statek powietrzny nie przyleci do punktu przeznaczenia w obliczonym (nakazanym) czasie, to należy podjąć działanie w celu wytracenia (likwidacji) nadwyżki czasu lub nadrobienia opóźnienia.

Sposób poprawiania czasu dolotu w celu przybycia nad punkt przeznaczenia w obliczonym (nakazanym) czasie zależy od charakteru zadania, możliwości manewrowych statku powietrznego, przewidywanej wartości błędu w czasie dolotu, trasy i warunków lotu.

W praktyce nawigacyjnej są stosowane następujące sposoby wytracania nadwyżki czasu lub nadrobienia opóźnienia:

— zmianą prędkości lotu w ramach dopuszczalnych możliwości manewrowych statku powietrznego,

— zmianą poziomu (wysokości) lotu, w celu wykorzystania do likwidacji powstałego błędu w czasie dolotu korzystnego wiatru na innej wysokości lotu,

— zmianą długości trasy.

Wymienione sposoby można, w zależności od konkretnej sytuacji lotu, stosować łącznie.

13.4.5.1. Poprawienie czasu dolotu do punktu przeznaczenia przez zmianę rzeczywistej prędkości powietrznej statku powietrznego

Poprawianie czasu dolotu do punktu przeznaczenia przez zmianę rzeczywistej prędkości powietrznej V_r jest możliwe na odcinkach o znacznej długości i z tego względu przewidywane błędy w przylocie nad ten punkt w obliczonym (nakazanym) czasie powinny być stwierdzone w znacznej od niego odległości. Istota tego sposobu opiera się na założeniu, że zmiany prędkości podróżnych są wprost proporcjonalne do zmian rzeczywistej prędkości powietrznej. Wytracenie nadwyżki czasu lub nadrobienie opóźnienia może być osiągnięte przez:

— jednorazową zmianę prędkości lotu,

— zmianę prędkości lotu o pewną stałą wartość, a następnie powrót, po obliczonym czasie, do prędkości utrzymywanej przed tą zmianą.

13.4.5.2. Poprawianie czasu dolotu do punktu przeznaczenia przez jednorazową zmianę prędkości lotu

Obliczenia związane z tym sposobem poprawiania czasu dolotu przez zmianę prędkości można wykonać dla konkretnego przypadku bezpośrednio podczas lotu lub, co jest bardziej wskazane (zwłaszcza w przypadku jednomiejscowego statku powietrznego), wykonać je przed lotem dla szeregu możliwych przypadków i nanieść na mapę w postaci tabelki.

Przykład

Obliczyć potrzebną rzeczywistą prędkość powietrzną lotu V_{potrz} zapewniającą przylot statku powietrznego nad obiekt przeznaczenia w nakazanym czasie, w przypadku stwierdzenia w ramach kontroli drogi, że kontynuując lot z utrzymywaną prędkością V_1, wystąpi różnica w rzeczywistym i nakazanym czasie przylotu nad ten punkt.

Dane: rzeczywista prędkość powietrzna lotu po trasie $V_1=420$ km/h; rzeczywista prędkość podróżna lotu $W_r=410$ km/h; odległość pozostała do punktu przeznaczenia $S_{poz}=90$ km; czas pozostały do nakazanego momentu przylotu nad punkt przeznaczenia $t_{poz}=12$ min.

Rozwiązanie

1) Prędkość podróżna potrzebna do zapewnienia przylotu do punktu przeznaczenia w nakazanym czasie

$$W_{potrz}=\frac{S_{poz}\cdot 60}{t_{poz}}$$

$$W_{potrz}=\frac{90\cdot 60}{12}=450 \text{ km/h}$$

2) $\pm\Delta W=W_{potrz}-W_r$

$\Delta W=450-410=+40$ km/h

3) $V_{potrz}=V_1+(\pm\Delta W)$

$V_{potrz}=420+40=460$ km/h

Jeżeli obliczona V_{potrz} wykracza poza ramy dopuszczalnego zakresu prędkości lotu poziomego danego typu statku powietrznego należy likwidować różnice w przewidywanym rzeczywistym i nakazanym czasie przylotu nad punkt przeznaczenia innym sposobem.

W celu wykonania przed lotem zbiorczej tabelki obliczeń zakłada się, jaka maksymalna nadwyżka czasu lub opóźnienie może być zlikwidowane na pozostałym odcinku trasy lotu do punktu

przeznaczenia. Na podstawie założonej Δt oraz możliwości zmniejszenia (zwiększenia) rzeczywistej prędkości powietrznej statku w stosunku do prędkości przelotowej, oblicza się:
— minimalną odległość, zapewniającą wytracenie maksymalnej nadwyżki czasu S_{min},
— minimalną odległość, zapewniającą nadrobienie maksymalnego opóźnienia S_{min}.

Odległości te oblicza się według wzoru:

$$S_{min} = \frac{V_1 \cdot V_2}{\Delta V} \cdot \Delta t$$

gdzie:

V_1 — rzeczywista prędkość powietrzna lotu po trasie (prędkość przelotowa),
V_2 — najmniejsza (największa) prędkość lotu, z jaką może lecieć statek powietrzny w założonych warunkach lotu (V najmniejsza nie powinna być mniejsza od V_{min} lotu poziomego, a V największa — większa niż 0,9 V_{maks}),
ΔV — arytmetyczna różnica prędkości V_1 i V_2,
Δt — przewidywany do poprawienia maksymalny błąd w czasie przylotu do punktu przeznaczenia.

Przykład 1

Obliczyć minimalną odległość zapewniającą możliwość nadrobienia założonego maksymalnego opóźnienia.

Dane: Δt=4 min; V_1=7 km/min; V_2=9 km/min.

Rozwiązanie

$$S_{min} = \frac{V_1 \cdot V_2}{\Delta V} \cdot \Delta t$$

$$S_{min} = \frac{7 \cdot 9}{2} \cdot 4 = 126 \text{ km}$$

Przykład 2

Obliczyć minimalną odległość, zapewniającą możliwość wytracenia założonej maksymalnej nadwyżki czasu.

Dane: Δt=4 min; V_1=7 km/min; V_2=4,5 km/min.

Rozwiązanie

$$S_{min} = \frac{V_1 \cdot V_2}{\Delta V} \cdot \Delta t$$

$$S_{min} = \frac{7 \cdot 4{,}5}{2{,}5} \cdot 4 = 50{,}4 \text{ km}$$

Różnica prędkości ($V_{najw} - V_{przel}$) jest mniejsza niż różnica ($V_{przel} - V_{najmn}$) i z tego względu możliwość nadrobienia opóźnienia przez zwiększenie prędkości lotu jest mniejsza niż możliwość likwidacji nadwyżki czasu przez zmniejszenie prędkości lotu (S_{min} w pierwszym przypadku jest znacznie większa niż w drugim). Wypływa stąd wniosek, że nadrobić opóźnienie przez zmianę prędkości lotu jest zawsze znacznie trudniej niż zlikwidować nadwyżkę czasu.

Z tego właśnie względu S_{min} oblicza się zazwyczaj dla mniej korzystnego przypadku, tzn. dla różnicy ($V_{najw} - V_{przel}$):

$$S_{min} = \frac{V_{najw} \cdot V_{przel}}{V_{najw} - V_{przel}} \cdot \Delta t$$

Tabelkę obliczeń przygotowawczych nanosi się na mapę, prostopadle do *NLD*, w odległości od punktu przeznaczenia nie mniejszej niż obliczona S_{min}. Wybiera się w tym celu na *NLD* obiekt orientacyjny przed początkiem S_{min} i koryguje się odpowiednio tę odległość dla dalszych obliczeń. Przykładową tabelkę obliczoną dla $\Delta t = 4$ min, $V_{przel} = 420$ km/h, $V_{najw} = 540$ km/h i nakazanego czasu przylotu nad obiekt przeznaczenia $T = 12.00$, przedstawiono na rysunku 13.8. Posługiwanie się tabelką w czasie lotu przedstawia się następująco:

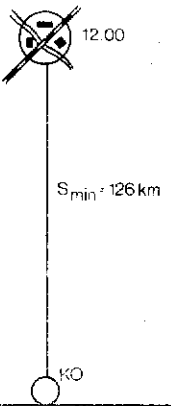
— przed dolotem do początku S_{min} zmierzyć W_r,

— w momencie przelotu nad początkiem S_{min} określić czas przelotu i odczytać z tabelki W_{potrz},

— zmienić prędkość powietrzną lotu stosownie do różnicy $W_{potrz} - W_r$.

13.4.5.3. Poprawienie czasu dolotu do punktu przeznaczenia przez zmianę prędkości lotu o stałą wartość, a następnie powrót po obliczonym czasie do prędkości utrzymywanej przed tą zmianą

Poprawianie czasu dolotu tym sposobem wykonuje się następująco. Po stwierdzeniu błędu Δt zmienia się prędkość lotu o stałą



Czas przelotu KO	11.38	11.39	11.40	11.41	11.42	11.43	11.44	11.45	11.46
W_{potrz}	344	360	378	398	420	445	473	504	540

Rys. 13.8. Tabelka obliczeń przygotowawczych dla wyjścia na obiekt w nakazanym czasie zmianą prędkości lotu V_r

wartość ΔV i leci z nową prędkością przez czas t, który oblicza się według wzoru:

$$t = \frac{V_1 \cdot t}{\Delta V}$$

gdzie: V_1 — prędkość lotu po trasie.

Po upływie czasu t powraca się do prędkości utrzymywanej przed rozpoczęciem manewru.

Przykład

Obliczyć czas lotu ze zmienioną prędkością, w celu nadrobienia opóźnienia.

Dane: $V_1 = 10$ km/min; $\Delta V = 2{,}5$ km/min; opóźnienie $\Delta t = 4$ min.

Rozwiązanie

$$t = \frac{V_1 \cdot \Delta t}{\Delta V}$$

$$t = \frac{10 \cdot 4}{2{,}5} = 16 \text{ min}$$

Obliczenia czasów t dla konkretnej prędkości lotu po trasie, zakresu zmiany prędkości ΔV i założonych wartości nadwyżki

lub opóźnienia Δt mogą być wykonane przed lotem i przedstawione tabelarycznie (tabl. 13.1).

Tablica 13.1

Tabelka czasów lotu z prędkością zmienioną o stałą ΔV przy poprawianiu czasu dolotu do punktu zmianą prędkości

Δt [min]	1	2	3	4
t [min]	4	8	12	16

Uwaga. Dane wyjściowe przyjęte do obliczeń: V_1=10 km/h; ΔV=2,5 km/min.

W czasie lotu należy nad punktem rozpoczęcia manewru prędkością określić Δt, odczytać z tablicy czas t i lecieć w tym czasie ze zmienioną prędkością. Po upływie czasu t należy powrócić do prędkości, z jaką leciał statek powietrzny przed rozpoczęciem manewru.

13.4.5.4. Poprawianie czasu dolotu do punktu przez zmianę poziomu (wysokości) lotu

Znając rozkład kierunków i prędkości wiatru na poszczególnych poziomach (wysokościach) lotu, można obliczyć prędkości podróżne odpowiadające kierunkowi lotu na danej wysokości. Zależnie od błędu w czasie Δt określa się, która z obliczonych prędkości podróżnych będzie najkorzystniejsza, a następnie zniża się lub wznosi na odpowiedni poziom (wysokość) lotu. Należy mieć na uwadze, że taka zmiana wymaga uprzedniego uzgodnienia z właściwym organem kierowania ruchem lotniczym.

13.4.5.5. Poprawienie czasu dolotu do punktu przez wytracenie nadwyżki czasu na wirażach

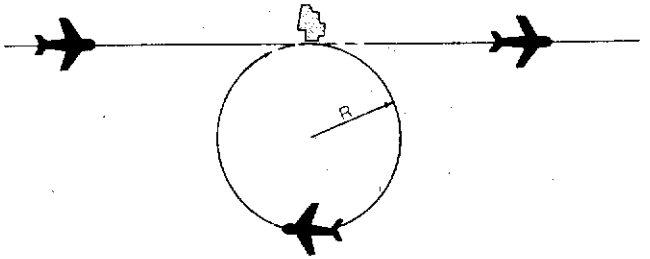
Sposób ten stosuje się w przypadku gdy nadwyżka czasu równa się czasowi wirażu lub jest jego wielokrotnością. W pierwszym przypadku wykonuje się jeden wiraż, a w drugim liczbę wiraży będącą wielokrotnością Δt. Czas wykonania wirażu (czas zakrętu o 360°) oblicza się na podstawie V_r i β według wzoru:

$$t_{360} = \frac{0{,}64 \cdot V_r}{\operatorname{tg} \beta}$$

Znając nadwyżkę czasu i czas wykonania jednego wirażu, oblicza się liczbę wiraży n_{wir}, które należy wykonać, aby wytracić nadwyżkę czasu Δt:

$$n_{wir} = \frac{\Delta t}{t_{360}}$$

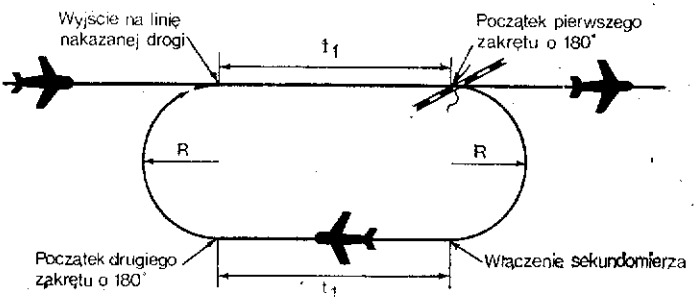
Najdogodniej jest rozpoczynać i kończyć wykonanie wirażu nad charakterystycznym punktem położonym na *NLD* (rys. 13.9).



Rys. 13.9. Wytracenie nadwyżki czasu na wirażach

13.4.5.6. Poprawianie czasu dolotu do punktu przez wytracenie nadwyżki czasu na pętli zamkniętej, równoległej do trasy lotu

Kolejność czynności w tym przypadku jest następująca (rys. 13.10):



Rys. 13.10. Wytracenie nadwyżki czasu na pętli zamkniętej równoległej do trasy lotu

— po określeniu nadwyżki czasu Δt wykonuje się zakręt o 180° z ustalonymi V_r i β od charakterystycznego obiektu położonego na *NLD*,

— po zakończeniu zakrętu włącza się sekundomierz i leci z nowym kursem przez czas t_1, który oblicza się według wzorów:

$$t_1 = \frac{\Delta t - t_{360}}{2}$$ (bez uwzględnienia wiatru)

lub

$$t_1 = \frac{W_2}{2\,V_r} \cdot (\Delta t - t_{360})$$ (z uwzględnieniem wiatru),

gdzie: W_2 — prędkość podróżna lotu na drugim prostoliniowym odcinku pętli (na nakazanej linii drogi),

— po upływie czasu t_1 wykonuje się zakręt o 180° na kurs przeciwny, wychodzi się na nakazaną linię drogi i kontynuuje lot,

— przelatując ponownie nad charakterystycznym obiektem określa się czas,

— porównuje się czas lotu wytracony na pętli z nadwyżką czasu uprzednio stwierdzoną i określa ewentualną różnicę.

Przykład 1

Obliczyć czas t_1 bez uwzględnienia wiatru.
Dane: $\Delta t = 600$ s; $t_{360} = 150$ s.

Rozwiązanie

$$t_1 = \frac{\Delta t - t_{360}}{2}$$

$$t_1 = \frac{600 - 150}{2} = 225 \text{ s}$$

Przykład 2

Obliczyć czas t_1 z uwzględnieniem wpływu wiatru.
Dane: $\Delta t = 600$ s; $t_{360} = 150$ s; $V_r = 83$ m/s; $W_2 = 100$ m/s.

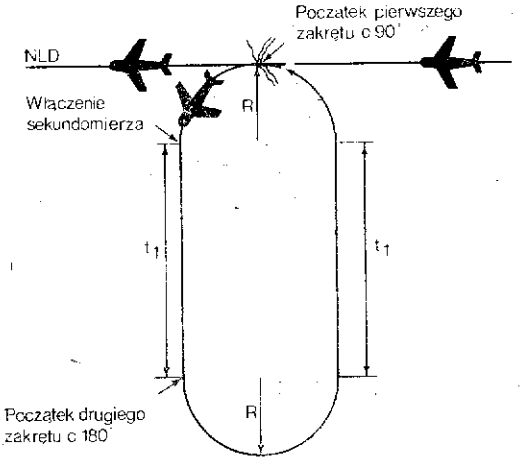
Rozwiązanie

$$t_1 = \frac{W_2}{2 \cdot V_r} (\Delta t - t_{360})$$

$$t_1 = \frac{100}{2 \cdot 83} \cdot (600 - 150) = 271 \text{ s}$$

13.4.5.7. Poprawianie czasu dolotu do punktu przez wytracenie nadwyżki czasu na pętli zamkniętej, prostopadłej do trasy lotu

Kolejność czynności jest przy tym następująca (rys. 13.11):
— po określeniu nadwyżki czasu Δt wykonuje się zakręt o 90° z ustalonymi V_r i β od charakterystycznego obiektu położonego na *NLD*,



Rys. 13.11. Wytracenie nadwyżki czasu na pętli zamkniętej prostopadłej do trasy lotu

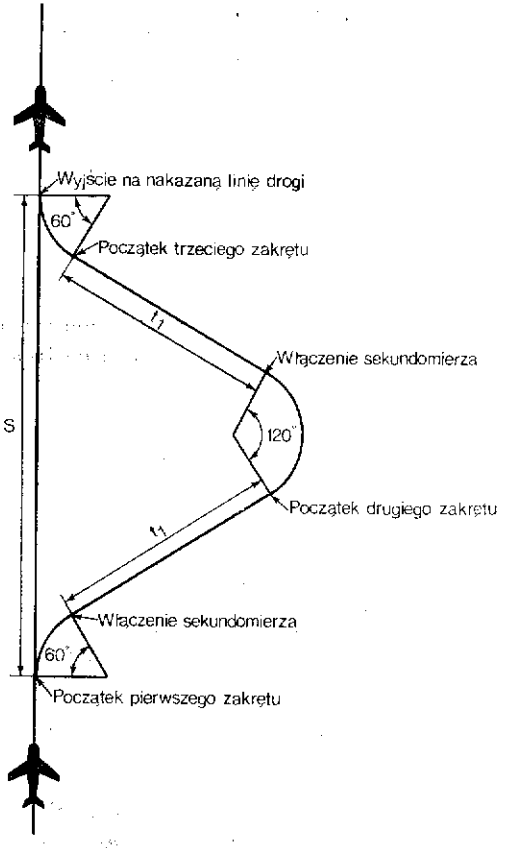
— po zakończeniu zakrętu włącza się sekundomierz i leci z nowym kursem przez czas t_1, który oblicza się według wzoru:

$$t_1 = \frac{\Delta t - t_{360}}{2}$$

— po upływie czasu t_1 wyłącza się sekundomierz i wykonuje zakręt o 180°,
— po zakończeniu zakrętu włącza się sekundomierz i leci z nowym kursem w ciągu czasu t_1,
— po upływie czasu t_1 wykonuje się zakręt o 90°, wychodzi na charakterystyczny obiekt i określa czas przelotu nad nim,
— porównuje się czas lotu wytracony na pętli z nadwyżką czasu uprzednio stwierdzoną i określa ewentualną różnicę.

13.4.5.8. Poprawianie czasu dolotu do punktu przez wytracenie nadwyżki czasu odchyleniem od trasy o 60°

Kolejność czynności jest następująca (rys. 13.12):
— określa się nadwyżkę czasu Δt,



Rys. 13.12. Wytracenie nadwyżki czasu odchyleniem od trasy o 60°

— nad charakterystycznym obiektem wykonuje się odchylenie od trasy o 60° i w chwili zakończenia zakrętu włącza się sekundomierz,
— leci się z nowym kursem przez czas t_1; czas ten oblicza się przed lotem dla możliwych nadwyżek czasu według wzoru:

$$t_1 = \Delta t - 0{,}11 \cdot t_{360}$$

— po upływie czasu t_1 wykonuje się zakręt o 120° w kierunku *NLD* i po jego zakończeniu włącza się ponownie sekundomierz,
— po ponownym upływie czasu t_1 wykonuje się zakręt o 60° i wychodzi na nakazaną linię drogi.

Długość odcinka na *NLD* od rozpoczęcia do zakończenia manewru S_{man} oraz LBO_{maks} oblicza się według wzorów:

$$S_{man} = 3{,}5\ R + V_r \cdot t_1$$

lub

$$S_{man} = V_r\ (\Delta t + 0{,}45 \cdot t_{360})$$

$$LBO_{maks} = 0{,}86 \cdot V_r \cdot t_1 + R$$

Przykład

Obliczyć czas lotu t_1 i długość S_{man} odcinka *NLD* od rozpoczęcia do zakończenia manewru wytracenia nadwyżki czasu odchyleniem od trasy o 60°.

Dane: $\Delta t = 300$ s; $t_{360} = 200$ s; $V_r = 83$ m/s.

Rozwiązanie

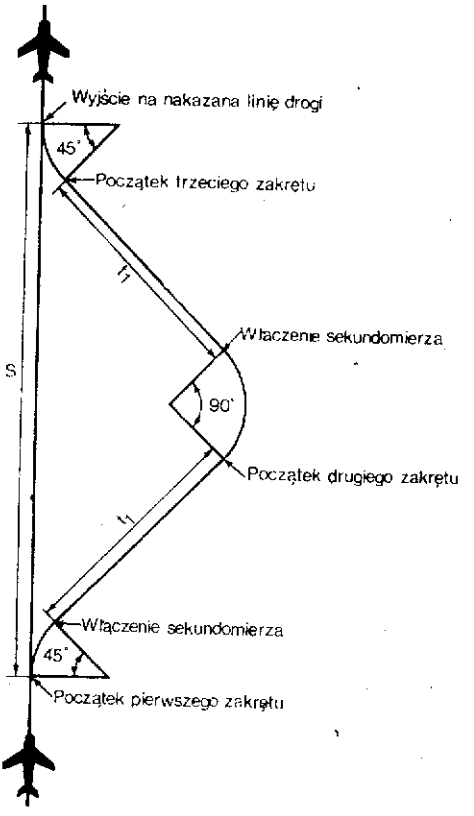
$t_1 = \Delta t - 0{,}11 \cdot t_{360}$
$t_1 = 300 - 0{,}11 \cdot 200 = 278$ s
$S_{man} = V_r\ (\Delta t + 0{,}45\ t_{360})$
$S_{man} = 83\ (300 + 0{,}45 \cdot 200) = 32\,370$ m

13.4.5.9. Poprawienie czasu dolotu do punktu przez wytracenie nadwyżki czasu odchyleniem od trasy o 45°

Kolejność czynności jest następująca (rys. 13.13):
— określa się nadwyżkę czasu Δt,
— nad charakterystycznym obiektem wykonuje się odchylenie od trasy o 45° i w chwili zakończenia zakrętu włącza się sekundomierz,
— leci się z nowym kursem przez czas t_1; czas ten oblicza się przed lotem dla możliwych nadwyżek czasu według wzoru:

$$t_1 = 1{,}67\ \Delta t - 0{,}09 \cdot t_{360}$$

— po upływie czasu t_1 wykonuje się zakręt o 90° w kierunku *NLD* i po jego zakończeniu ponownie włącza się sekundomierz,



Rys. 13.13. Wytracenie nadwyżki czasu odchyleniem od trasy o 45°

— po ponownym upływie czasu t_1 wykonuje się zakręt o 45° i wychodzi na nakazaną linię drogi.

Długość odcinka na *NLD* od rozpoczęcia do zakończenia manewru S_{man} oraz LBO_{maks} oblicza się według wzorów:

$$S_{man} = 2{,}8\,R + 1{,}4\,V_r \cdot t_1$$

lub

$$S_{man} = V_r\,(2{,}4 \cdot \Delta t + 0{,}33 \cdot t_{360})$$

$$LBO_{maks} = 0{,}7 \cdot V_r \cdot t_1 + 0{,}6 \cdot R$$

Przykład

Obliczyć czas lotu t_1 i długość S_{man} odcinka *NLD* od rozpoczęcia

do zakończenia manewru wytracenia nadwyżki czasu odchyleniem od trasy o 45°.

Dane: $\Delta t=120$ s; $t_{360}=76{,}2$ s; $V_r=83{,}3$ m/s; $R=1010$ m.

Rozwiązanie

$t_1=1{,}67\cdot\Delta t-0{,}09\cdot t_{360}$

$t_1=1{,}67\cdot 120-0{,}09\cdot 76{,}2=193{,}5$ s

$S_{man}=2{,}8\,R+1{,}4\,V\cdot t_1$

$S_{man}=2{,}8\cdot 1010+1{,}4\cdot 83{,}3\cdot 193{,}5=25\,394$ m

13.4.5.10. Poprawianie czasu dolotu do punktu przeznaczenia przez wytracenie nadwyżki czasu lub nadrobienie opóźnienia zmianą trasy lotu

I sposób — dolot do punktu przeznaczenia możliwy z różnych kierunków. Odcinek dolotu do PZK przedłuża się i na nim wyznacza się w odstępach 1-minutowych punkty zmiany kierunku lotu dla wydłużonych i skróconych tras (rys. 13.14). Przy dużych prędkościach lotu punkty zmiany kierunku lotu wyznacza się z uwzględnieniem promienia zakrętu.

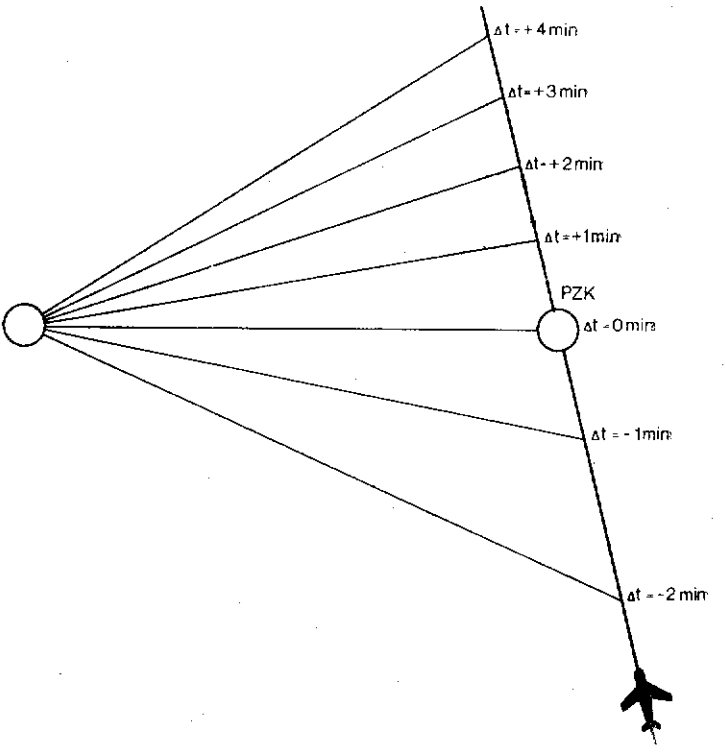
Zależnie od stwierdzonej nadwyżki czasu lub opóźnienia wybiera się odpowiednią trasę, zapewniającą przylot do punktu w nakazanym czasie.

II sposób — bezpośredni dolot do punktu przeznaczenia ze stałego kierunku. Odcinek dolotu do obiektu przedłuża się i na nim wyznacza się w odstępach 1-minutowych punkty zmiany kierunku lotu dla wydłużonych i skróconych tras (rys. 13.15). Przy dużych prędkościach punkty zmiany kierunku lotu wyznacza się z uwzględnieniem promienia zakrętu.

W zależności od stwierdzonej nadwyżki czasu lub opóźnienia wybiera się odpowiednią trasę, zapewniającą przylot nad punkt przeznaczenia w nakazanym czasie.

13.5 PRACA NA MAPIE I PROWADZENIE DZIENNIKA POKŁADOWEGO

Podczas lotu nanosi się na mapę, w miarę potrzeby, linie pozycyjne, pozycje statku powietrznego, nową i rzeczywistą linię drogi, zapisuje obliczone i rzeczywiste czasy przelotów podsta-



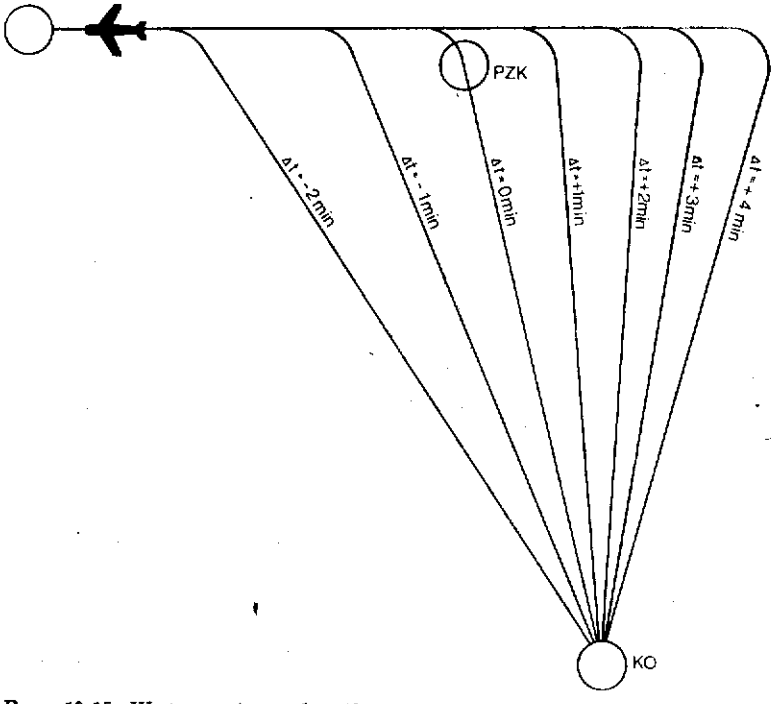
Rys. 13.14. Wytracenie nadwyżki czasu lub nadrobienie opóźnienia** zmianą trasy lotu — podejście do określonego obiektu ze **zmienionym kierunkiem dolotu (bez uwzględnienia promienia zakrętu)

wowych punktów trasy oraz inne niezbędne notatki.

W czasie lotu nawigator (drugi pilot) prowadzi dziennik pokładowy, w którym zapisuje m.in.:

— obliczone i rzeczywiste czasy przelotów podstawowych punktów trasy,
— kursy (busoli, magnetyczne), kąty znoszenia i kąty drogi,
— prędkości powietrzne (przyrządowe, rzeczywiste) i podróżne,
— wysokości lotu,
— prędkość i kierunek wiatru,
— wyniki pomiarów nawigacyjnych i inne niezbędne notatki.

W zależności od rodzaju lotnictwa i charakteru wykonywanych zadań są stosowane różne odmiany dziennika pokładowego.



Rys. 13.15. Wytracenie nadwyżki czasu lub nadrobienie opóźnienia zmianą trasy lotu — podejście do określonego obiektu z niezmienionym kierunkiem dolotu (z uwzględnieniem promienia zakrętu)

Zapisy dokonywane na mapie i w dzienniku pokładowym służą do kontroli drogi i mogą być pomocne przy wykonywaniu zadania, wznawianiu orientacji geograficznej, omijaniu burz itp.
Pilot jednomiejscowego statku powietrznego wykonuje w czasie lotu niezbędne zapisy bezpośrednio na mapie.

13.6

KONTROLA I OCENA DOKŁADNOŚCI NAWIGOWANIA

Przez dokładność nawigowania statku powietrznego rozumie się dokładność lotu po nakazanej trasie i dokładność wyjścia nad określony obiekt w nakazanym czasie.
Aby ocenić dokładność lotu pod względem nawigacyjnym, należy ustalić:
— wartości bocznych odchyleń statku powietrznego od podsta-

wowych punktów trasy i od nakazanej linii drogi na poszczególnych odcinkach trasy lotu,
— dokładność wyjścia nad określony obiekt w nakazanym czasie.
Podane elementy ocenia się, jak również wystawia się ogólną ocenę dokładności nawigowania, na podstawie odpowiednich instrukcji i programów szkolenia lotniczego.
Jeżeli załoga utraciła orientację geograficzną, nie wyszła na nakazany punkt, przekroczyła granicę drogi lotniczej albo strefy zakazanej, niebezpiecznej lub ograniczonej (nie mając tego w zadaniu na lot i nie będąc w sytuacji wymuszonej), wystawia się ogólną ocenę „niedostatecznie".
Z zasady personel latający jest kontrolowany podczas lotów szkolnych wykonywanych po trasie i podczas nawigacyjnych lotów kontrolnych, a ponadto w każdym przypadku, kiedy taką kontrolę przewiduje zadanie na lot.
Na podstawie wyników kontroli dokładności nawigowania statku powietrznego kontrolujący powinien:
— ustalić i przeanalizować błędy popełniane przez załogę (pilota, nawigatora) oraz omówić te błędy z załogą w celu zwiększenia dokładności nawigowania w przyszłych lotach,
— ocenić poziom przygotowania nawigacyjnego załogi do wykonywania lotów i zadań w różnych warunkach nawigacyjnej sytuacji lotu,
— ocenić cały lot pod względem nawigacyjnym.
Loty pod względem nawigacyjnym omawiają z załogami osoby kontrolujące, a w miarę potrzeby, kierownicy lotów i przełożeni kontrolowanych załóg.
W razie potrzeby loty mogą być omawiane również na podstawie:
— informacji z zobrazowania lotu na ekranie radiolokatora,
— radionamiarów uzyskiwanych od radionamierników,
— innych źródeł informacji.

14

NAWIGACYJNE ZASADY BEZPIECZEŃSTWA LOTÓW

14.1

WSTĘP

Zapewnienie bezpieczeństwa lotów pod względem nawigacyjnym odgrywa doniosłą rolę w całokształcie problematyki bezpieczeństwa lotów i stanowi jedno z głównych zadań realizowanych w procesie wykonywania lotów i naziemnego zabezpieczenia lotów. Zadanie to jest realizowane zarówno przez załogi statków powietrznych, jak i przez personel naziemnych służb zabezpieczających loty.

Zapewnienie bezpieczeństwa lotów pod względem nawigacyjnym polega na zapobieganiu:

— wypadkom utraty przez załogi statków powietrznych orientacji geograficznej,

— zderzaniu się statków powietrznych podczas lotu z powierzchnią ziemi (wody) i przeszkodami terenowymi,

— zderzaniu się podczas lotu statku powietrznego z innym statkiem powietrznym,

— wchodzeniu statków powietrznych w strefy zakazane, niebezpieczne i ograniczone oraz niezaplanowanemu przecinaniu dróg lotniczych, jak również nieprzewidzianemu zadaniem przekraczaniu granic państwa,

— wchodzeniu statków powietrznych w strefy niebezpiecznych zjawisk pogody,

— przymusowym lądowaniom statków powietrznych spowodowanym brakiem paliwa.

Do podstawowych warunków, które powinien spełniać personel latający w zakresie bezpieczeństwa lotów pod względem nawigacyjnym, zalicza się:

— wysoki poziom ogólnego przygotowania nawigacyjnego (teoretycznego i praktycznego) personelu latającego do wykonywania lotów i zadań,

— dokładne i wszechstronne przygotowanie nawigacyjne do każdego lotu,

— ścisłe przestrzeganie w czasie lotu podstawowych zasad nawigowania i bezpieczeństwa lotu, a zwłaszcza treści przepisów i instrukcji dotyczących podstępowania w szczególnych przypadkach nawigacyjnej sytuacji lotu oraz ustaleń, wskazówek i aktualnych informacji organów służb naziemnych, dotyczących w tym zakresie konkretnego lotu,

— umiejętność właściwej oceny, zarówno w ramach przygotowania do lotu, jak i w czasie lotu, nawigacyjnej sytuacji lotu, podejmowania trafnych decyzji w trudnych przypadkach sytuacji nawigacyjnej oraz zapewnienie efektywnej realizacji podjętej decyzji przez kompleksowe wykorzystanie pokładowych i naziemnych urządzeń technicznych, stosownie do specyfiki zaistniałej sytuacji.

Ponadto do warunków zapewniających bezpieczeństwo lotów pod względem nawigacyjnym, zalicza się:

— dokładną i bezawaryjną pracę pokładowych i naziemnych urządzeń nawigacyjnych,

— takie rozmieszczenie naziemnych urządzeń nawigacyjnych, jakie umożliwia ciągłość prowadzenia orientacji geograficznej i dolot do punktu przeznaczenia,

— właściwą organizację lotów i sprawne kierowanie ruchem lotniczym,

— skuteczne udzielanie pomocy załogom statków powietrznych, które znalazły się w trudnej sytuacji nawigacyjnej.

ZAPOBIEGANIE WYPADKOM UTRATY PRZEZ ZAŁOGĘ STATKU POWIETRZNEGO ORIENTACJI GEOGRAFICZNEJ I WZNAWIANIE ORIENTACJI

14.2.1 WIADOMOŚCI OGÓLNE

W czasie lotu załoga prowadzi orientację geograficzną wzrokowo lub za pomocą urządzeń technicznych, zależnie od rodzaju zadania i nawigacyjnej sytuacji lotu.

Za utratę orientacji geograficznej uważa się taką sytuację, w której załoga nie potrafi ustalić pozycji statku powietrznego i dalszego kierunku lotu z dokładnością niezbędną do wykonania zadania, powrotu na lotnisko startu lub na lotnisko zapasowe.

W warunkach widoczności powierzchni ziemi utratę orientacji geograficznej potwierdza trudność w rozpoznaniu przelatywanego terenu przez porównanie go z mapą i niepojawienie się w polu obserwacji obiektów orientacyjnych oczekiwanych zgodnie z obliczeniem czasu, a także niemożliwość określenia, nawet w przybliżeniu, kierunku dalszego lotu do punktu przeznaczenia.

Pełną utratą orientacji geograficznej w czasie lotu określa się sytuację, w której załoga nie wznowiła utraconej orientacji lub wznowiła ją zbyt późno, co doprowadziło do przymusowego lądowania lub opuszczenia statku powietrznego.

Chwilowa utrata orientacji geograficznej ma miejsce wówczas, kiedy załoga wznowiła utraconą orientację oraz wylądowała na lotnisku nakazanym lub zapasowym.

Stosowane sposoby wznawiania orientacji geograficznej i typowe czynności załogi po stwierdzeniu utraty orientacji podaje ramowo niniejszy podręcznik, a szczegółowo są sprecyzowane w odpowiednich instrukcjach i nawigacyjnych planach lotu.

14.2.2 PRZYCZYNY UTRATY ORIENTACJI GEOGRAFICZNEJ

Do podstawowych przyczyn, które mogą spowodować utratę orientacji geograficznej, zalicza się:

— słabe ogólne przygotowanie nawigacyjne załogi,

— słabe przygotowanie nawigacyjne załogi do konkretnego pla-

nowanego lotu (np. słaba znajomość trasy lotu, niedbałe wykreślenie lub brak wykreślonej trasy lotu, błędy w obliczeniach nawigacyjnych, nieopracowanie nawigacyjnego planu lotu, niesprawdzenie przed lotem sprawności wyposażenia nawigacyjnego statku i osobistego wyposażenia nawigacyjnego, nieznajomość danych dotyczących rozmieszczenia, pracy i możliwości wykorzystania naziemnych urządzeń technicznych, nieznajomość aktualnego stanu i prognozy pogody na czas lotu),

— nieprzygotowanie załogi do nawigowania statku w pogarszających się warunkach lotu (np. przy nieoczekiwanym pogorszeniu się warunków meteorologicznych; wymuszonej konieczności wykonywania lotu w okresie zmroku lub w nocy),

— nieprzestrzeganie i naruszanie, w wyniku niezdyscyplinowania i lekceważenia, podstawowych zasad nawigowania statku powietrznego (np. samowolne, nieprzemyślane odstępstwa od nawigacyjnego planu lotu, nieutrzymywanie obliczonego nakazanego nawigacyjnego reżymu lotu, a zwłaszcza kursu, nieprowadzenie kontroli drogi w kierunku i czasie bądź niepoprawianie we właściwym czasie dużych odchyleń, popełnianie dużych błędów w określaniu rzeczywistych wartości elementów nawigacyjnych, a w szczególności kierunku lotu itp.),

— wymuszone, przez nieoczekiwaną zmianę sytuacji w locie, odstępstwo od podstawowych zasad nawigowania statku powietrznego (np. niespodziewane napotkanie niebezpiecznych zjawisk pogody, powstanie sytuacji zagrażających całości statku i życiu załogi) oraz brak odporności psychicznej załogi na sytuacje trudne,

— niesprawność lub całkowita odmowa pracy pokładowego wyposażenia nawigacyjnego, a w szczególności przyrządów kursowych oraz niesprawność bądź nieprzewidywana przerwa pracy naziemnych urządzeń radiotechnicznych,

— brak umiejętności kompleksowego wykorzystywania urządzeń radiotechnicznych w powiązaniu z orientacją i zliczaniem drogi oraz posługiwania się zastępczymi urządzeniami technicznymi (pokładowymi, naziemnymi), w przypadku niesprawności urządzeń podstawowych lub zaplanowanych do wykorzystania oraz przecenianie jednych środków nawigowania i niedocenianie innych (np. niektóre załogi, licząc się z tym, że zawsze wyjdą na

lotnisko lądowania za pomocą radiokompasu, nie prowadzą zliczania drogi, nie porównują terenu z mapą, zaniedbują okresowego żądania radionamiarów od operatorów radionamierników naziemnych, a w przypadku niesprawności radiokompasu lub radiolatarni bezkierunkowej, z zasady tracą orientację geograficzną; natomiast inne załogi przywiązują zbyt dużą wagę do orientacji wzrokowej i z tego względu po napotkaniu złych warunków meteorologicznych znajdują się w trudnej sytuacji nawigacyjnej),

— zła organizacja lotów i niewłaściwe kierowanie ruchem lotniczym (m.in. dopuszczenie do lotu załogi nieprzygotowanej lub nie w pełni przygotowanej do lotu w warunkach, które mogą wystąpić w czasie lotu, niezapewnienie pracy niezbędnych naziemnych urządzeń radiotechnicznych, brak kontroli przebiegu lotu z ziemi, niewłaściwe działanie i nieprawidłowe decyzje organów kierowania ruchem lotniczym w przypadku otrzymania informacji od załogi o znalezieniu się w trudnej sytuacji nawigacyjnej,

— nieomawianie przez właściwych przełożonych z zainteresowanym personelem przesłanek i wypadków utraty orientacji geograficznej w ramach działalności profilaktycznej.

14.2.3 ZAPOBIEGANIE WYPADKOM UTRATY ORIENTACJI GEOGRAFICZNEJ

W celu zapobiegania wypadkom utraty orientacji geograficznej załogi powinny:

— stale doskonalić swoje teoretyczne i praktyczne przygotowanie nawigacyjne,

— starannie i wszechstronnie przygotowywać się do każdego lotu zwracając szczególną uwagę na właściwe przygotowanie map, obliczeń nawigacyjnych, wybór naziemnych urządzeń radiotechnicznych, opracowanie nawigacyjnego planu lotu,

— dokładnie przestudiować trasę lotu (drogę lotniczą) i obowiązujące na niej zasady lotu,

— umiejętnie i kompleksowo wykorzystywać podczas lotu wszystkie techniczne urządzenia nawigacyjne,

— umieć prawidłowo analizować sytuację meteorologiczną i za-

wczasu określać w czasie lotu zbliżanie się statku powietrznego do niebezpiecznych lub utrudniających lot zjawisk meteorologicznych,
— ściśle przestrzegać podstawowych zasad nawigowania statków powietrznych oraz zasad postępowania w szczególnych przypadkach nawigacyjnej sytuacji lotu.

Personel kierowniczy służby nawigacyjnej powinien, w miarę potrzeby, szczegółowo i wszechstronnie sprawdzać gotowość załogi do lotu pod względem nawigacyjnym.

Każda przesłanka i każdy wypadek utraty orientacji powinny być szczegółowo zbadane i omówione z personelem latającym i odpowiednim personelem naziemnym w celu uniknięcia ich w przyszłych lotach.

W ramach badania przyczyn utraty orientacji należy szczegółowo sprawdzić na ziemi wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne statku powietrznego, a w szczególności busolę, prędkościomierz i zegarek czasowy.

14.2.4
OGÓLNE ZASADY POSTĘPOWANIA ZAŁOGI W PRZYPADKU UTRATY ORIENTACJI GEOGRAFICZNEJ

W przypadku stwierdzenia utraty orientacji geograficznej powstaje u załogi naturalny odruch emocjonalny, wyrażający się wzmożonym napięciem nerwowym, wynikającym z poczucia odpowiedzialności za przebieg lotu i obawy o konsekwencje utraty orientacji oraz chęć (dążność) do jak najszybszego jej wznowienia. Wspomniany stan emocjonalny może doprowadzać u niedoświadczonych pilotów i nawigatorów do zbytniego pośpiechu w ocenie sytuacji i w podejmowaniu decyzji, nieprzemyślanej zmiany kursów i lotu na zwiększonych prędkościach. Tego rodzaju postępowanie komplikuje dodatkowo powstałą sytuację, pogarsza możliwość udzielania załodze pomocy i z zasady doprowadza do wyczerpania paliwa, a tym samym do konieczności opuszczenia statku lub przymusowego lądowania.

Po stwierdzeniu utraty orientacji geograficznej załoga, nie „tracąc głowy" i nie ulegając panice oraz niedopuszczając do podejmowania nieprzemyślanych decyzji, lotu z dowolnymi, niekontrolowanymi kursami i na zwiększonej prędkości, powinna:
— włączyć na urządzeniu rozpoznawczym sygnał NIEBEZPIE-

CZEŃSTWO i zameldować organowi kierowania ruchem lotniczym, z którym załoga ma łączność radiową, o utracie orientacji geograficznej, pozostałości paliwa i warunkach lotu,
— zapisać czas, przejść do lotu z prędkością, jaka zapewnia najmniejsze zużycie paliwa na jednostkę czasu, i kontynuować lot według wskazówek organu kierowania ruchem lotniczym,
— w przypadku możliwości włączyć kanał radionamierzania i podać sygnał ustalony na wypadek utraty orientacji geograficznej, przy wykorzystywaniu systemu radionamierzania,
— w oczekiwaniu na pomoc z ziemi sprawdzić swoje obliczenia, zwracając szczególną uwagę na obliczenia kursów i kątów drogi, sprawdzić pracę przyrządów kursowych, a następnie starać się ustalić *PS* zliczaniem drogi lub w wyniku przecięcia się linii pozycyjnych od naziemnych urządzeń radiotechnicznych.

Jeżeli przedsięwzięte działania nie doprowadziły do wznowienia orientacji, należy spokojnie ocenić sytuację i pozostałość paliwa i przystąpić do samodzielnego wznawiania orientacji sposobem przewidzianym w odpowiednich instrukcjach i nawigacyjnym planie lotu.

W celu zwiększenia zasięgu działania nawigacyjnych urządzeń radionawigacyjnych i środków łączności bądź polepszenia warunków obserwacji terenu należy zmienić odpowiednio wysokość lotu, przestrzegając przy tym ustalonych zasad i przepisów bezpieczeństwa lotu.

W razie utraty orientacji geograficznej w pobliżu granicy państwowej należy przyjąć kurs w głąb własnego terytorium i nad nim przystąpić do wznawiania orientacji.

W przypadku utraty orientacji w locie grupowym należy zapytać o pozycję statku inne załogi.

Jeżeli w czasie wznawiania orientacji załoga napotka lotnisko (lądowisko) przydatne do lądowania, to w przypadku małego zapasu paliwa powinna na nim wylądować, meldując o tym przez radio z powietrza lub po wylądowaniu.

Na śmigłowcach, przy braku łączności z organem kierowania ruchem lotniczym i niemożliwości wznowienia orientacji w powietrzu, należy wykonać lądowanie w terenie przygodnym

i wznowić orientację na ziemi. Po wylądowaniu na lotnisku (lądowisku) załoga ma obowiązek niezwłocznego zameldowania o tym przełożonemu i wymienionemu organowi oraz podania okoliczności i miejsca lądowania.

Podczas lotu nocnego, jeżeli pozwala na to zapas paliwa, należy utrzymywać się w powietrzu do świtu, a jeżeli brak jest takiej możliwości, wykonać lądowanie na pierwszym napotkanym lotnisku (lądowisku), wykorzystując, w miarę potrzeby, spadochronowe lub sygnalizacyjne rakiety oświetleniowe.

O podejmowanych działaniach w procesie samodzielnego wznawiania orientacji geograficznej załoga powinna na bieżąco informować organ kierowania ruchem lotniczym, nawet w przypadku braku odpowiedzi z ziemi.

14.2.5
SAMODZIELNE SPOSOBY WZNAWIANIA ORIENTACJI GEOGRAFICZNEJ PRZEZ ZAŁOGĘ

Samodzielne wznawianie orientacji geograficznej należy w każdym przypadku rozpoczynać od ustalenia *PS* najbardziej niezawodnym sposobem: zliczeniem drogi, zażądaniem *PS* od bazy radionamierników naziemnych, wykreśleniem linii pozycyjnych od naziemnych urządzeń radiotechnicznych lub linii pozycyjnych otrzymanych za pomocą innych urządzeń technicznych. Przy tym, sposoby ustalania *PS* należy dublować.

Ponadto do głównych sposobów samodzielnego wznawiania orientacji geograficznej przez załogę zalicza się:

— wyjście na PRN lub charakterystyczny obiekt świetlny (w nocy),

— wyjście na charakterystyczny liniowy obiekt orientacyjny lub duży powierzchniowy obiekt orientacyjny.

14.2.5.1. Wznawianie orientacji geograficznej zliczeniem drogi

Istota tego sposobu polega na tym, że na mapie od ostatniego, pewnie rozpoznanego obiektu orientacyjnego wykreśla się drogę przebytą przez statek powietrzny do chwili utraty orientacji geograficznej, na podstawie zapisanych w dzienniku pokładowym kursów, prędkości, czasu lotu i wiatru.

Po ustaleniu *PS* zliczeniem drogi porównuje się mapę z tere-

nem. Jeżeli nie udaje się rozpoznać obserwowanych obiektów, to załoga powinna przystąpić do wznawiania orientacji innym sposobem.
Ustalanie *PS* zliczeniem drogi w ciszy i pełnym zliczeniem drogi omówiono szczegółowo w podrozdz. 7.6.

14.2.5.2. Wznawianie orientacji geograficznej przez wykreślenie wzajemnie przecinających się linii pozycyjnych statku powietrznego

Istota tego sposobu polega na tym, że *PS* ustala się przez wykreślenie na mapie 2—3 linii pozycyjnych otrzymanych za pomocą naziemnych urządzeń radiotechnicznych lub linii pozycyjnych otrzymanych za pomocą innych urządzeń technicznych. Punkt przecięcia się 2 linii pozycyjnych daje *PS*.
Sposoby ustalania *PS* za pomocą urządzeń radiotechnicznych omówiono szczegółowo w rozdz. 10.

14.2.5.3. Wznawianie orientacji geograficznej przez wyjście na punkt radionawigacyjny lub charakterystyczny obiekt świetlny (w nocy)

Wyjście na punkt radionawigacyjny jest najbardziej prostym i pewnym sposobem wznawiania orientacji geograficznej w dowolnych warunkach lotu na statkach powietrznych wyposażonych w odpowiednie pokładowe urządzenia radiotechniczne (np. ARK). Sposób ten stosuje się we wszystkich przypadkach, a zwłaszcza wtedy, kiedy punkt radionawigacyjny jest położony w punkcie przeznaczenia, jego pobliżu lub na jednym z lotnisk zapasowych.
Podczas lotu do PRN należy okresowo sprawdzać sygnały rozpoznawcze w celu uniknięcia wyjścia na PRN, którego miejsce nie jest znane.
Wykonując lot w kierunku PRN należy starać się wznowić orientację przed jego osiągnięciem przez myślowe odłożenie od PRN kierunku otrzymanego przez zmianę kursu o 180° i porównanie terenu z mapą w ograniczonym pasie lub za pomocą linii pozycyjnych od innych punktów radionawigacyjnych. Jeżeli przed dolotem do PRN orientacji nie udało się wznowić, to na-

leży określić moment przelotu nad tym punktem i oznaczyć *PS* na mapie.

W przypadku utraty orientacji w nocy, oprócz wyjścia na PRN, stosuje się również wyjście na obiekt świetlny lub latarnię świetlną, których położenie jest znane.

Jeżeli obiekt świetlny (lub latarnia świetlna) jest widoczny, to należy skierować na niego statek powietrzny i kontynuować lot w kierunku obiektu, kontrolując ten kierunek według busoli.

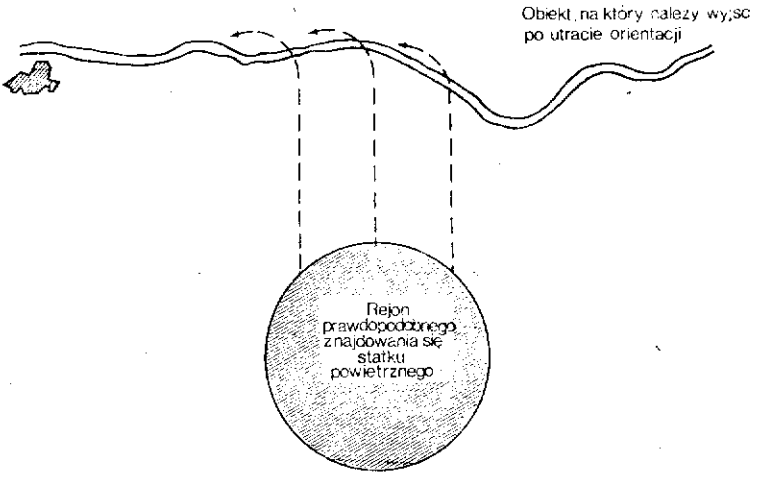
Przy niewidoczności obiektu świetlnego lub latarni świetlnej należy ustalić *PS* zliczeniem drogi i przyjąć kierunek lotu z takim wyliczeniem, aby wyjść w rejon widoczności obiektu świetlnego (latarni świetlnej) i po zauważeniu tego obiektu wyjść na niego.

14.2.5.4. Wznawianie orientacji geograficznej przez wyjście na charakterystyczny liniowy obiekt orientacyjny lub duży powierzchniowy obiekt orientacyjny

Sposób wznawiania orientacji geograficznej przez wyjście na charakterystyczny obiekt liniowy stosuje się przy widoczności terenu, jeżeli na statku powietrznym jest wystarczająca ilość paliwa dla wyjścia z rejonu utraty orientacji na obiekt liniowy, a następnie na lotnisko. Przed zastosowaniem tego sposobu należy uprzednio ocenić rozmiary (granice) prawdopodobnego rejonu utraty orientacji.

Do wznowienia orientacji wybiera się obiekt liniowy znajdujący się za granicami rejonu prawdopodobnego znajdowania się statku powietrznego (rys. 14.1). Wyjście na wybrany obiekt wykonuje się z kursem prostopadłym do tego obiektu, w celu wykluczenia możliwości przelotu obok niego. Czas i kurs odejścia z prawdopodobnego rejonu utraty orientacji zapisuje się w dzienniku pokładowym lub zapamiętuje.

Wykonując lot w kierunku obiektu liniowego należy porównywać mapę z terenem i starać się wznowić orientację przed dolotem do tego obiektu. Jeżeli orientacji nie udało się wznowić, to po wyjściu na obiekt liniowy należy wykonywać lot wzdłuż tego obiektu w kierunku znajdowania się na nim lub w jego bezpośrednim pobliżu charakterystycznego obiektu powierzchniowego lub dużej miejscowości, uwzględniając przy tym położenie lotniska lądowania. Lecąc wzdłuż liniowego obiektu, należy



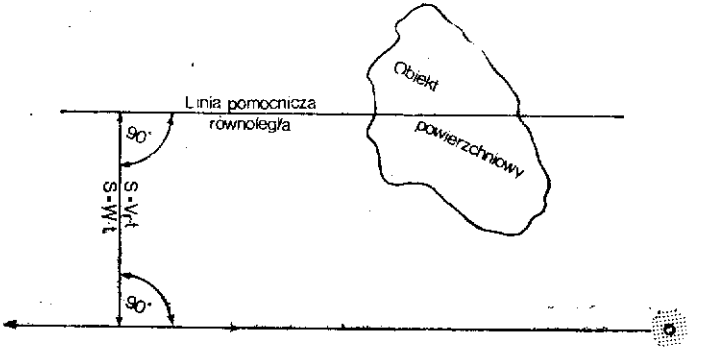
Rys. 14.1. Wznawianie orientacji przez wyjście na charakterystyczny obiekt liniowy

sprawdzić według busoli, czy kierunek tego obiektu w terenie odpowiada jego kierunkowi na mapie i porównując mapę z terenem starać się wznowić orientację.

Jeżeli w przodzie, na utrzymywanym kierunku lotu, znajduje się charakterystyczny obiekt liniowy, prostopadły do linii drogi, to może on być wykorzystany do wznowienia orientacji bez konieczności wykonywania dodatkowego manewru (bez przerywania lotu w kierunku punktu przeznaczenia).

W przypadku braku charakterystycznego obiektu liniowego na utrzymywanym kierunku lotu orientację można wznowić wyjściem na duży charakterystyczny obiekt powierzchniowy położony poza granicami prawdopodobnego rejonu utraty orientacji, pod warunkiem że istnieje możliwość określenia linii pozycyjnej statku powietrznego (np. od radiolatarni, radionamiernika naziemnego).

Jeżeli linia pozycyjna statku przechodzi przez charakterystyczny obiekt powierzchniowy, to w celu wyjścia na niego należy przyjąć kurs wzdłuż tej linii. Jeżeli zaś linia pozycyjna przechodzi obok obiektu, to wyjście na niego należy wykonać w następujący sposób (rys. 14.2):



Rys. 14.2. Wyjście na obiekt powierzchniowy z wykorzystaniem linii pomocniczej

— wykreślić przez środek obiektu linię pomocniczą, równoległą do linii pozycyjnej i przyjąć kurs prostopadły do tej linii,
— zmierzyć odległość między linią pozycyjną statku i linią do niej równoległą, przechodzącą przez obiekt i według prędkości podróżnej (powietrznej) obliczyć czas dolotu do pomocniczej linii równoległej,
— po upływie obliczonego czasu, przyjąć kurs wzdłuż linii pomocniczej w kierunku na obiekt,
— starać się wznowić orientację przez porównanie mapy z terenem w czasie lotu do obiektu lub po wyjściu na niego.

14.3

ZAPOBIEGANIE ZDERZANIU SIĘ STATKÓW POWIETRZNYCH Z POWIERZCHNIĄ ZIEMI (WODY) I Z PRZESZKODAMI TERENOWYMI

Zderzaniu się statków powietrznych z powierzchnią ziemi (wody) i z przeszkodami terenowymi zapobiega się przez:
— prawidłowe wskazania wysokościomierzy pokładowych, a w szczególności wysokościomierzy barometrycznych,
— przestrzeganie ustalonych zasad sprawdzania wysokościomierzy przed startem i nastawiania na podziałce ciśnień wysokościomierzy barometrycznych aktualnego ciśnienia atmosferycznego na poziomie odniesienia (QFE, QNH),

— umiejętne posługiwanie się wysokościomierzami w czasie lotu oraz uwzględnianie w obliczeniach i w czasie lotu błędów wysokościomierzy,

— ustalanie minimalnych (bezpiecznych) rzeczywistych wysokości (poziomów lotu) dla mającego się odbyć lotu (rejonu lotniska startu i lądowania, poszczególnych odcinków trasy lotu lub całej trasy) z widocznością i niewidocznością powierzchni ziemi, zgodnie z obowiązującymi przepisami (VFR, IFR),

— wyposażenie statków powietrznych w radiowysokościomierze małych wysokości i urządzenia antykolizyjne,

— wykonywanie podczas lotu po trasie w warunkach niewidoczności powierzchni ziemi bądź widzialności mniejszej od określonej w przepisach dla lotu z widocznością, na wysokości nie mniejszej niż obliczona minimalna (bezpieczna) przyrządowa wysokość lotu,

— wykonywanie podejścia do lądowania na wysokości nie mniejszej niż zapewniającej minimalne przewyższenie nad przeszkodami (patrz rozdz. 16).

Zasady i sposoby obliczania minimalnej (bezpiecznej) przyrządowej wysokości lotu podano w podrozdz. 4.9.

14.4

ZAPOBIEGANIE WZAJEMNEMU ZDERZANIU SIĘ STATKÓW POWIETRZNYCH PODCZAS LOTU

Niebezpiecznemu zbliżaniu się i wzajemnemu zderzaniu statków powietrznych w czasie lotu zapobiega się przede wszystkim przez:

— separację pionową i separację poziomą (podłużną i boczną) statków powietrznych w locie,

— dokładne utrzymywanie na poszczególnych etapach lotu uzgodnionego z organem kierowania ruchem lotniczym nawigacyjnego reżymu lotu.

— ścisłe przestrzeganie ustalonych przepisów dla lotów z widocznością lub według wskazań przyrządów (VFR, IFR), w tym również zasad zmian wysokości (poziomów) lotu i przecinania dróg lotniczych,

— wyposażanie statków powietrznych w radiolokacyjne urządzenia antykolizyjne,
— radiolokacyjną kontrolę lotów z ziemi.

Zasady ustalania i utrzymywania w czasie lotu separacji pionowej statków powietrznych podano w podrozdz. 4.8.

Separacja podłużna polega na bezpiecznym rozdzieleniu w odległości (w czasie) statków powietrznych wykonujących lot po tej samej trasie na jednakowej wysokości (poziomie) lotu.

Separacja boczna polega na bezpiecznym rozdzieleniu statków powietrznych wykonujących lot po drodze lotniczej lub po trasie z kursami równoległymi (zgodnie równoległymi, przeciwnie równoległymi) bądź przecinającymi się.

Minimalne wartości odpowiednich separacji w lotach z widocznością i w lotach według wskazań przyrządów precyzują odnośne przepisy (VFR, IFR).

Zapobieganie zderzaniu się statków powietrznych podczas lotu w ugrupowaniu (szyku) zapewnia się przez ustalanie i utrzymywanie w czasie lotu nakazanych odstępów, odległości i wzajemnych przewyższeń statków.

Możliwości zderzania się statków powietrznych podczas przebijania chmur w górę i w dół zapobiega się przez ustalanie bezpiecznych odstępów czasowych startu (lądowania), bezpiecznych różnic wysokości i bezpiecznych kątów rozejścia.

14.5
ZAPOBIEGANIE WCHODZENIU STATKÓW POWIETRZNYCH W STREFY NIE PRZEWIDZIANE ZADANIEM

W celu zapobiegania wchodzenia w strefy zakazane, niebezpieczne i ograniczone oraz nieplanowanemu przecinaniu dróg lotniczych, jak również nie przewidzianemu zadaniem przekraczaniu granic państwa załoga powinna:
— dokładnie przestudiować położenie stref zakazanych, niebezpiecznych i ograniczonych oraz dróg lotniczych i granicy państwa,
— ustalając trasę lotu zwracać szczególną uwagę, aby trasa przebiegała w odpowiedniej odległości od stref zakazanych, niebezpiecznych i ograniczonych oraz dróg lotniczych i granicy państwa.

ZAPOBIEGANIE WCHODZENIU STATKÓW POWIETRZNYCH W STREFY NIEBEZPIECZNYCH ZJAWISK POGODY

Niebezpieczne zjawiska meteorologiczne mogą zagrozić bezpieczeństwu lotu, doprowadzić do utraty orientacji geograficznej i do niewykonania zadania.

Na lotniskach startu i lądowania niebezpiecznymi zjawiskami pogody są:

— chmury, których wysokość podstawy jest niższa niż minimum niezbędne do wzrokowego kontaktu załogi z ziemią,

— mgła, zamieć i opady zmniejszające widzialność poniżej ustalonego minimum,

— wiatr, którego prędkość przy ziemi przekracza wartość, ustaloną instrukcją użytkowania statku powietrznego w locie,

— chmury burzowe, szkwały, trąby powietrzne,

— burze pyłowe i piaskowe,

— grad i gołoledź.

Na trasach lotu niebezpiecznymi zjawiskami pogody są:

— chmury zakrywające wierzchołki i grzbiety gór oraz wzgórza podczas lotów z widocznością terenu,

— wszystkie zjawiska zmniejszające widzialność do odległości mniejszej niż minimum ustalone dla lotów z widocznością terenu na małych wysokościach,

— intensywne oblodzenie statku powietrznego, niemożliwe do usunięcia za pomocą urządzeń przeciwoblodzeniowych znajdujących się na statku,

— oblodzenie statku powietrznego nie wyposażonego w urządzenia przeciwoblodzeniowe lub posiadającego te urządzenia niesprawne,

— silna turbulencja powietrza,

— chmury burzowe i grad,

— prądy strumieniowe.

W celu zapobiegania wchodzeniu w strefy niebezpiecznych zjawisk pogody załoga powinna:

— przed lotem dokładnie zapoznać się z sytuacją meteorologiczną na trasie lotu i w jej rejonie,

— trasę (rejon) i profil lotu wybierać tak, aby omijać strefy

niebezpiecznych zjawisk pogody podane przez służbę meteorologiczną,
— przewidzieć sposoby omijania stref niebezpiecznych zjawisk pogody,
— podczas lotu obserwować zmiany pogody, a zwłaszcza tworzenie się i rozwój niebezpiecznych zjawisk pogody,
— okresowo w miarę potrzeby informować się za pomocą radia o stanie pogody na trasie, lotnisku lądowania i lotniskach zapasowych,
— informować organ kierowania ruchem lotniczym o napotkanych niebezpiecznych zjawiskach pogody i w miarę ich wpływu na bezpieczeństwo lotu — ominąć je przez zmianę trasy lub wysokości; jeżeli jest to niemożliwe, wyprowadzić statek powietrzny z niebezpiecznego dla lotu obszaru i powrócić na lotnisko startu lub wylądować na najbliższym lotnisku zapasowym,
— wszystkie zmiany kursu, wysokości, prędkości i czas lotu zapisywać w dzienniku pokładowym.

14.7

ZAPOBIEGANIE PRZYMUSOWYM LĄDOWANIOM STATKÓW POWIETRZNYCH ZE WZGLĘDU NA BRAK PALIWA

Przymusowym lądowaniom ze względu na brak paliwa zapobiega się przez:
— prawidłowe obliczenie zapasu paliwa, zapewniającego bezpieczne i ekonomiczne wykonanie lotu,
— obliczanie zasięgu, promienia lotu (działania) i krytycznych punktów powrotu,
— sprawdzanie przed startem, czy rzeczywisty zapas paliwa na statku powietrznym równa się potrzebnemu dla bezpiecznego wykonania lotu,
— dokładne utrzymywanie w czasie lotu założonego w obliczeniach (nakazanego) nawigacyjnego reżymu lotu.
— okresowe kontrolowanie w czasie lotu pozostałości paliwa i podejmowanie na tej podstawie, we właściwym czasie, decyzji o dalszym kontynuowaniu lotu lub lądowaniu na lotnisku zapasowym.

15

WŁAŚCIWOŚCI NAWIGOWANIA STATKÓW POWIETRZNYCH W RÓŻNYCH WARUNKACH NAWIGACYJNEJ SYTUACJI LOTU

Nawigowanie statków powietrznych w różnych warunkach nawigacyjnej sytuacji lotu wykonuje się według ogólnych zasad omawianych w poprzednich rozdziałach, dostosowanych odpowiednio do specyfiki danej konkretnej nawigacyjnej sytuacji lotu.

15.1

NAWIGOWANIE NAD TERENEM Z DUŻĄ LICZBĄ MAŁYCH LUB PODOBNYCH OBIEKTÓW ORIENTACYJNYCH

Do terenu z dużą liczbą małych lub podobnych obiektów orientacyjnych zalicza się tereny z gęstą siecią dróg, licznymi niewielkimi jeziorami, rzekami, osiedlami oraz z górami z niewyraźnie zarysowanymi konturami.

Nad takim terenem trudno jest prowadzić orientację wzrokową, ze względu na trudność odróżniania małych i podobnych obiektów orientacyjnych.

Do prowadzenia orientacji wzrokowej nad takim terenem wykorzystuje się najbardziej charakterystyczne obiekty lub dobrze wyróżniające się na ogólnym tle terenu, uwzględniając ich wzajemne rozmieszczenie oraz cechy główne i dodatkowe. Prócz tego bierze się również pod uwagę wzajemne usytuowanie małych obiektów.

W celu szybszego i bezbłędnego rozpoznawania obiektów orien-

tacyjnych wykorzystuje się mapę w dużej skali.
W celu ułatwienia określania pozycji statku na podstawie obserwacji terenu, zlicza się systematycznie drogę statku powietrznego oraz wykorzystuje inne dostępne urządzenia i metody nawigowania.

15.2

NAWIGOWANIE NAD TERENEM POZBAWIONYM OBIEKTÓW ORIENTACYJNYCH

Terenem bez obiektów orientacyjnych nazywa się teren z jednostajnym tłem, takim jak tajga, step, pustynia, tundra, duże masywy leśne, a także rejony mało zbadane, dla których nie ma dokładnych map.
Ze względu na jednostajność terenu, powodowaną brakiem obiektów orientacyjnych lub ich bardzo małą ilością znacznie utrudnione jest wyjście na punkt przeznaczenia (nakazany obiekt) oraz prowadzenie kontroli drogi i określanie nawigacyjnych elementów lotu (prędkości podróżnej, kąta znoszenia, rzeczywistego kąta drogi).
Podczas przygotowania do lotu załoga statku powietrznego powinna:
— dokładnie przestudiować nawet najdrobniejsze cechy charakterystyczne terenu w pasie trasy lotu, ułatwiające prowadzenie orientacji wzrokowej (np. nierówności terenu, pojedyncze budowle, małe pojedyncze miejscowości, łożyska wyschniętych rzek i jezior, ochronne pasy leśne, dróżki), zwracając również uwagę na obiekty, które ewentualnie mogą być widoczne w zasięgu widoczności z wysokości lotu po trasie (np. wierzchołki gór, brzegi mórz, jeziora) i wykorzystane do prowadzenia orientacji ogólnej,
— dokładnie przestudiować rozmieszczenie, dane pracy i możliwości wykorzystania naziemnych urządzeń radiotechnicznych i pomocy świetlnotechnicznych,
— w przypadku trasy powtarzalnej, przekonsultować z innymi załogami, które już wykonywały loty po danej trasie, warunki i możliwości prowadzenia orientacji w czasie lotu,
— szczegółowo przestudiować rejon lotniska lądowania, zwra-

cając uwagę na wszystkie cechy ułatwiające wyjście na to lotnisko,

— jeżeli punkt przeznaczenia jest trudno rozpoznawalny, wykreślić trasę lotu do tego punktu od bardziej charakterystycznego obiektu (*PRN*) położonego w pobliżu punktu przeznaczenia.

Podczas lotu nad terenem pozbawionym obiektów orientacyjnych należy dokładnie utrzymywać ustalone nawigacyjne elementy lotu, a w szczególności kurs lotu obliczony według wiatru prognostycznego lub wiatru zmierzonego przez załogę w powietrzu.

Przy pomiarze prędkości podróżnej według czasu przelotu odcinka, należy zwracać uwagę, aby obiekty ograniczające odcinek były pewnie rozpoznane.

Jeżeli po upływie obliczonego czasu załoga nie wyjdzie na obiekt wykonania zadania lub na punkt docelowy, powinna zastosować przewidziany w nawigacyjnym planie lotu odpowiedni manewr poszukiwania, od wybranego w terenie obiektu, a gdy jest to niemożliwe, od zliczonej *PS*, i starać się odszukać nakazany obiekt.

Najczęściej stosowanym manewrem poszukiwania jest metoda spirali prostokątnej, zwana również metodą kwadratu (rys. 15.1).

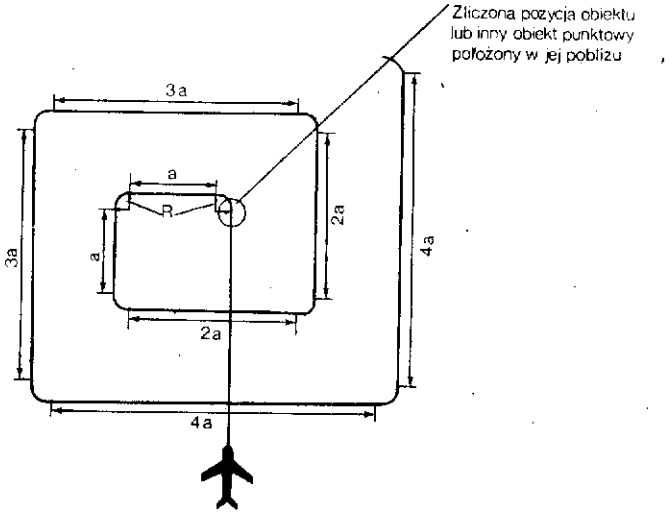
Długość odcinków tego manewru zależy od zasięgu widoczności z danej wysokości lotu. Każdy z pierwszych dwóch prostopadłych odcinków ma długość $a = 1{,}75\,d - 2R$, przy czym R jest promieniem zakrętu, a d zasięgiem widoczności obiektów z danej wysokości lotu. Długość każdej kolejnej pary dalszych odcinków zwiększa się o wartość a.

W tym przypadku pas trasy będzie obserwowany z pokryciem 25% zasięgu widoczności z danej wysokości lotu.

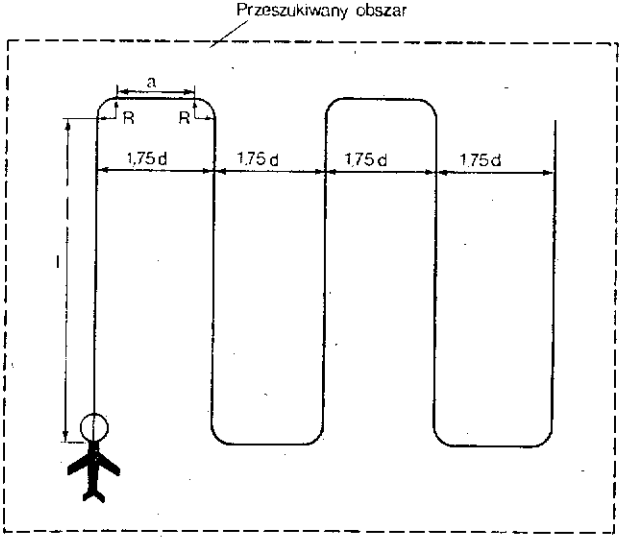
Inną często stosowaną w tym celu metodą jest metoda tras równoległych, przedstawiona na rysunku 15.2.

Opisane metody poszukiwania nakazanych punktów (obiektów) stosuje się także w lotach poszukiwawczo-ratowniczych i lotach nad morzem.

Jeżeli po upływie 15—20 min obiekt nie zostanie odszukany, załoga jest obowiązana powrócić na lotnisko startu lub lądować na najbliższym lotnisku zapasowym.



Rys. 15.1. Poszukiwanie obiektu metodą spirali prostokątnej (metodą kwadratu): a=1,75d — 2R, gdzie: d — zasięg widoczności z danej wysokości lotu, R — promień zakrętu



Rys. 15.2. Poszukiwanie obiektu metodą tras równoległych (metodą „żmijki")

$a=1{,}75d - 2R$, gdzie: d — zasięg widoczności z danej wysokości lotu, R — promień zakrętu; długość dłuższych odcinków tras l zależy od rozmiarów przeszukiwanego obszaru

Nawigowanie na małych wysokościach charakteryzuje się:

1) utrudnioną orientacją wzrokową, ze względu na:
   — małe pole obserwacji terenu ze statku powietrznego, uniemożliwiające obserwację odległych obiektów,
   — dużą prędkość kątową przemieszczania się obiektów, skracającą czas ich rozpoznawania,
   — obserwację obiektów w perspektywie pod dużymi kątami pionowymi, co znacznie zmienia wygląd rzeczywistych kształtów i rozmiarów obiektów,
2) zmniejszeniem zasięgu nawigacyjnych urządzeń radiotechnicznych i łączności radiowej,
3) ograniczonymi możliwościami wykonywania pomiarów nawigacyjnych,
4) zmniejszeniem zasięgu, promienia i długotrwałości lotu, ze względu na zwiększone zużycie paliwa,
5) występowaniem zmiennych kierunków i prędkości wiatru,
6) dużymi błędami busol magnetycznych podczas lotów w rejonie anomalii magnetycznych,
7) trudnością podzielności uwagi, ze względu na konieczność jednoczesnego pilotowania statku powietrznego i stałego obserwowania przeszkód i obiektów w terenie.

Podczas przygotowania do lotu załoga statku powietrznego powinna:

— wybierać trasę lotu (jeżeli nie jest określona w zadaniu) tak, aby przebiegała przez łatwo rozpoznawalne obiekty; obiektami takimi mogą być obiekty powierzchniowe lub ich poszczególne elementy, punkty przecięcia się charakterystycznych obiektów liniowych itp.,

— w przypadku wykonywania lotu do punktu trudno rozpoznawalnego, wykreślić odcinek trasy dolotu do tego punktu od charakterystycznego obiektu położonego w jego pobliżu,

— wybierać kontrolne obiekty oddalone od siebie nie więcej niż 50—70 km,

— szczegółowo przestudiować rzeźbę terenu, zwracając szczególną uwagę na położenie głównych wzniesień i przeszkód lotniczych,

— przewidzieć wykorzystanie do kontroli drogi wysokich przeszkód terenowych, np. masztów radiowych i telewizyjnych, wież triangulacyjnych, kominów,
— utrwalić sobie w pamięci cechy charakterystycznych obiektów orientacyjnych znajdujących się na trasie lotu i w jej pobliżu i ich wzajemne rozmieszczenie w takim stopniu, aby podczas lotu można było je rozpoznawać bez posługiwania się mapą; zapamiętać liniowe obiekty orientacyjne ograniczające pas trasy lotu w kierunku i odległości,
— określić, jakie urządzenia radiotechniczne i na jakich odcinkach trasy mogą być wykorzystane do określania linii pozycyjnych i ustalania pozycji statku powietrznego,
— ustalić minimalne (bezpieczne) wysokości lotu, z uwzględnieniem rzeźby terenu i przeszkód w terenie oraz prądów pionowych powietrza,
— ustalić sposoby wznawiania orientacji geograficznej na poszczególnych odcinkach trasy,
— wykonywać, gdy jest to tylko możliwe, obliczenie lotu z uwzględnieniem wpływu wiatru.

Odejście na nakazaną linię drogi wykonuje się z kursem obliczonym według znanego wiatru. Kurs dobiera się i poprawia według liniowego obiektu położonego na NLD lub przebiegającego wzdłuż trasy lotu, linii obiektów orientacyjnych, bocznego odchylenia przy kontrolnym obiekcie lub obiekcie liniowym przebiegającym w poprzek trasy lotu.

Podczas lotu na małej wysokości szczególnego znaczenia dla kontroli nabiera zliczanie drogi (w pamięci lub za pomocą przyrządów) i orientacja wzrokowa.

Do kontroli drogi wykorzystuje się również, w miarę możliwości urządzenia radiotechniczne.

Jeżeli nie można ustalić pozycji statku powietrznego przy kontrolnym obiekcie, to należy wykonywać lot do charakterystycznego obiektu liniowego lub powierzchniowego i według niego ustalić pozycję statku powietrznego, a następnie wprowadzić poprawkę do kursu i obliczyć czas przybycia do następnego podstawowego punktu trasy.

W celu lepszej obserwacji terenu w czasie zakrętu, wzrok na-

leży kierować w stronę wewnętrzną zakrętu pod kątem 10—40° od osi podłużnej statku powietrznego.

Kierunek i prędkość wiatru można w przybliżeniu oceniać według przemieszczania się dymu, pyłu, fal (na wodzie), pochylenia drzew lub zasiewów itp.

Prędkość podróżną określa się według czasu przelotu odcinka między dwoma pewnie rozpoznanymi obiektami.

Szczególną uwagę należy zwrócić na dokładne utrzymywanie kursu lotu i prawidłową podzielność uwagi na pilotowanie statku, obserwację wskazań przyrządów i obserwację terenu.

Nie należy wykonywać lotu poniżej ustalonej minimalnej (bezpiecznej) wysokości lotu.

Kąt znoszenia można określać według biegu ziemi (pozornego przemieszczania się drobnych szczegółów powierzchni ziemi), przez porównanie kursu lotu z rzeczywistym kątem drogi oraz za pomocą nawigacyjnego wizjera pokładowego. Przy turbulencji powietrza pomiary kąta znoszenia są utrudnione, a przy silnej turbulencji — niemożliwe.

Na trudno rozpoznawalny obiekt przeznaczenia (punkt wykonania zadania) należy wychodzić od położonego w jego pobliżu charakterystycznego obiektu orientacyjnego, według kursu i czasu lotu.

Przy wykorzystywaniu na małych wysokościach radionamiernika naziemnego należy uwzględniać fakt, że zasięg łączności na UKF na wysokości 300—600 m wynosi 50—70 km; zmniejsza się również znacznie zasięg radiolatarni.

15.4

WŁAŚCIWOŚCI NAWIGOWANIA NA DUŻYCH WYSOKOŚCIACH

Nawigowanie na dużych wysokościach charakteryzuje się:

1) utrudnioną orientacją wzrokową, ze względu na:
   — pogorszenie widoczności i możliwości rozpoznania obiektów o małych i średnich rozmiarach,
   — występowanie dużej kontrastowości między oświetlonymi i nieoświetlonymi obiektami, powodowanej zmniejszaniem się ze wzrostem wysokości ilości światła rozproszonego,
   — występujące cienie chmur (przy niepełnym zachmurzeniu),

które mogą być mylnie przyjęte za masywy leśne, jeziora lub osiedla,

— często występujące zachmurzenie, zmniejszające pole obserwacji terenu,

— zasłonięcie znacznej części terenu przez kadłub i skrzydła statku powietrznego w locie poziomym, a w jeszcze większym stopniu podczas wznoszenia z dużymi kątami, ponieważ dodatkowo część nosowa statku zakrywa obiekty orientacyjne położone w przodzie, wykluczając możliwość ich obserwacji,

2) zwiększeniem zasięgu widoczności dużych obiektów przy bezchmurnej pogodzie i dużej przejrzystości powietrza,

3) zmniejszonymi możliwościami manewrowymi statku powietrznego, ze względu na:

— zmniejszenie zakresu prędkości (poziomych i pionowych), stateczności i sterowności statku powietrznego,

— zwiększoną bezwładność statku w przypadku zmian wysokości, prędkości i kierunku lotu,

— zwiększone dopuszczalne prędkości i zmniejszone dopuszczalne kąty przechyleń podczas wykonywania zakrętów, powodujące znaczne zwiększenie promieni i czasów zakrętów,

4) zwiększaniem się zasięgu lotu statku powietrznego w miarę wzrostu wysokości,

5) zwiększaniem się zasięgu środków łączności i radiotechnicznych środków nawigacyjnych, pracujących w zakresie krótko- i ultrakrótkofalowym; należy przy tym uwzględniać, że oblodzenie i wyładowania elektryczne w atmosferze zniekształcają wskazania przyrządów, utrudniają łączność radiową i radionamierzanie,

6) zwiększaniem się błędów wzrokowych i przyrządowych pomiarów nawigacyjnych, zmniejszających dokładność ustalania pozycji statku powietrznego; np. jeżeli na średnich wysokościach nieznaczne błędy kątowe wzrokowego określenia pionu nie powodują dużych błędów w ustalaniu pozycji statku powietrznego, to takie same wartości błędów na dużych wysokościach powodują znaczne odchylenia liniowe; znacznie zmniejsza się dokładność określenia momentu przelotu nad PRN,

7) dużymi prędkościami wiatrów i bardziej stałymi ich kierun-

kami; wiatr może osiągać prędkość 300 km/h, a w prądach strumieniowych — większą; przeciętna prędkość wiatru na wysokościach 10 000—12 000 m wynosi 150—200 km/h,

8) utrudnionymi warunkami pracy załogi, jeśli statek powietrzny nie posiada hermetyzacji kabiny.

Podczas przygotowania do lotu załoga statku powietrznego powinna:

— jako podstawowe punkty trasy wybierać duże charakterystyczne obiekty orientacyjne i uwzględniać przy wykreślaniu trasy lotu zwiększone promienie zakrętu,

— wybrać urządzenia radiotechniczne zapewniające wymaganą dokładność wykonania lotu po nakazanej trasie,

— określać długość odcinków wznoszenia i zniżania z uwzględnieniem wpływu wiatru,

— wykonać, w miarę potrzeby, inżynieryjno-nawigacyjne obliczenie lotu,

— zapoznać się ze stanem pogody na trasie i prognozą jej zmiany w czasie lotu (wysokością podstawy i wierzchołków chmur, charakterem zachmurzenia, możliwością spotkania niebezpiecznych zjawisk pogody, kierunkami i prędkościami wiatru na wysokościach lotu),

— wykonywać obliczenie lotu z uwzględnieniem wiatru rzeczywistego, prognostycznego lub ekwiwalentnego; nawet przy dużych prędkościach lotu kąt znoszenia może osiągać 10—15° i nieuwzględnienie wpływu wiatru może doprowadzić do znacznych odchyleń od nakazanej linii drogi.

Po osiągnięciu nakazanej wysokości (poziomu) lotu należy do nakazanego reżymu lotu wprowadzić odpowiednie poprawki.

Orientację wzrokową prowadzi się według dużych i średnich obiektów orientacyjnych.

Kontrolę drogi utrzymuje się przez kompleksowe wykorzystanie orientacji wzrokowej i technicznych urządzeń nawigowania (pokładowych i naziemnych).

Wyjście statku powietrznego na punkty zmiany kierunku lotu określa się według czasu i prędkości lotu oraz radionamiarów punktów radionawigacyjnych.

Podczas lotu należy kontrolować pracę silników i temperaturę otaczającego powietrza. Odchylenia rzeczywistej temperatury od

wzorcowej prowadzą do zmian lotnych właściwości statku powietrznego na danej wysokości, ponieważ charakterystyki silników turboodrzutowych w znacznym stopniu zależą od temperatury otaczającego powietrza. Wzrost temperatury powietrza zmniejsza ciąg silników turboodrzutowych, co powoduje zmniejszenie rzeczywistej prędkości powietrznej i zwiększenie godzinowego zużycia paliwa.

15.5 NAWIGOWANIE NAD TERENEM GÓRZYSTYM

Nawigowanie nad terenem górzystym charakteryzuje się:

1) utrudnioną orientacją wzrokową ze względu na:
   — małą liczbę obiektów orientacyjnych,
   — niemożliwość obserwacji obiektów orientacyjnych położonych za przeciwległymi zboczami gór,
   — „zlewanie się" małych miejscowości z tłem terenu,
   — zmienność szerokości i kształtu koryt górskich rzek w zależności od pory roku, a zwłaszcza podczas wiosennego tajania śniegu i po ulewnym deszczu,
   — możliwość obserwacji niektórych obiektów jedynie pionowo (czas rozpoznania tych obiektów jest bardzo krótki),
   — częste mgiełki i mgły ścielące się nad terenem, pogarszające widoczność obiektów,
   — częste występowanie chmur na szczytach gór,
2) utrudnionym określaniem rzeczywistej wysokości lotu,
3) zmniejszonym zasięgiem radiolatarni bezkierunkowych, rozmieszczonych w terenie górzystym; ich zasięg jest w przybliżeniu dwa razy mniejszy niż nad terenem równinnym,
4) występowaniem dużych błędów radionamierzania z powodu „błędu górskiego" (p. podrozdz. 10.11),
5) ograniczoną siecią lotnisk,
6) zwiększeniem długości rozbiegu i dobiegu na lotniskach ze znacznym przewyższeniem nad poziomem morza,
7) trudnością omijania stref niebezpiecznych zjawisk pogody,
8) gorszymi przeciętnymi warunkami pogodowymi niż nad te-

renem równinnym, zwłaszcza w okresie jesiennym i zimowym.

Do charakterystycznych dla rejonów górzystych zjawisk meteorologicznych zalicza się:

— zmieniające się kierunki wiatrów od podnóża do szczytów gór,
— duże prędkości wiatru,
— szybki proces tworzenia się chmur,
— niskie chmury oraz mgły,
— latem częste burze i ulewne deszcze, zimą — zamiecie i zawieje,
— nagłe zmiany temperatury,
— częstsze oblodzenie statku powietrznego niż nad terenem równinnym,
— silne wstępujące i zstępujące prądy powietrzne.

Wstępujące prądy powietrzne, powstające z nawietrznej strony gór, powodują wznoszenie statku powietrznego przed pasmami górskimi, w odległości równej 10—15 wysokościom tych pasm. Wstępujące prądy powietrzne osiągają wysokość równą w przybliżeniu jednej trzeciej wysokości pasma.

Z zawietrznej strony gór powstają zstępujące prądy powietrzne, które powodują utratę wysokości lotu (przepadanie) statku powietrznego.

Prędkość prądów wstępujących i zstępujących osiąga 16—20 m/s co w znacznym stopniu utrudnia pilotowanie statku i utrzymywanie nawigacyjnego reżymu lotu.

Załoga statku powietrznego podczas przygotowania do lotu powinna:

1) przestudiować położenie oddzielnych szczytów, kierunków pasm górskich, wąwozów, dolin górskich i ich wzajemne rozmieszczenie,
2) zaznaczyć na mapie największe wysokości terenu,
3) określić minimalne (bezpieczne) wysokości lotu dla każdego odcinka trasy,
4) przeanalizować na podstawie map synoptycznych i konsultacji dyżurnego synoptyka sytuację meteorologiczną na trasie, zwracając szczególną uwagę na wysokość podstawy i rodzaj chmur nad górami i przedgórzami oraz możliwość tworzenia

się silnych wstępujących i zstępujących prądów powietrza, chmur kłębiastych deszczowych i burz,

5) przewidzieć trasy omijania niebezpiecznych zjawisk pogody,
6) oznaczyć na mapie miejsca, które mogą być wykorzystane do przymusowego lądowania,
7) zapoznać się z procedurą podejścia do lądowania i zasadami wykorzystania wysokościomierzy barometrycznych przy lądowaniu na lotniskach wysokogórskich,
8) w celu zmniejszenia „błędu górskiego" wybierać radiolatarnie bezkierunkowe, pracujące w zakresie fal krótszych niż w zwykłych warunkach; wybrane radiolatarnie i statek powietrzny powinny się znajdować po jednej stronie pasma górskiego.

Loty nad terenem górzystym można wykonywać powyżej szczytów gór lub poniżej nich, wzdłuż wąwozów i dolin. Nawigowanie na wysokościach przewyższających najwyższe szczyty gór o 1000 m i więcej wykonuje się według ogólnych zasad.

Nawigowanie podczas lotu z przewyższeniami nad szczytami górskimi mniejszymi niż 1000 m, a szczególnie poniżej szczytów jest trudne.

Do prowadzenia orientacji wzrokowej należy wykorzystywać oddzielne szczyty gór, konfigurację pasm górskich, kształt dolin i wąwozów, rzeki, jeziora i duże osiedla.

W czasie lotu należy często mierzyć kąty znoszenia i prędkość podróżną.

Przy określaniu radionamiaru za pomocą radiokompasu należy odczytać kilkakrotnie kąt kursowy radiolatarni (co 5—10 s) i uwzględniać wynik średni.

Lot do radiolatarni bezkierunkowej należy wykonywać tylko metodą czynną.

Podczas lotu nad górami drogę kontroluje się według orientacji wzrokowej, zliczania drogi i za pomocą urządzeń radiotechnicznych.

Poprawianie drogi przeprowadza się według pewnie stwierdzonego bocznego odchylenia.

Podejście do lądowania na lotnisku położonym w rejonie górzystym, szczególnie przy niewidoczności powierzchni ziemi, po-

winno odbywać się ściśle według ustalonej procedury, z wykorzystaniem urządzeń radiotechnicznych.

15.6 NAWIGOWANIE NAD AKWENAMI MORSKIMI

Nawigowanie nad akwentami morskimi (nad oceanem lub otwartym morzem) charakteryzuje się:

1) brakiem lub bardzo małą liczbą obiektów orientacyjnych, co utrudnia:
   — prowadzenie orientacji wzrokowej,
   — pomiar kąta znoszenia i prędkości podróżnej sposobami stosowanymi nad lądem,
2) trudnością w dokładnym określaniu odległości do obiektów (przybliżoną odległość można określić na podstawie kąta pionowego obiektu i wysokości lotu),
3) występowaniem „błędu brzegowego" przy radionamierzaniu radiolatarni za pomocą radiokompasu (p. podrozdz. 10.11),
4) większym zasięgiem naziemnych urządzeń radiotechnicznych niż nad lądem,
5) występowaniem zmiennych kierunków i prędkości wiatrów w pobliżu brzegu, co wpływa ujemnie na dokładność pomiarów nawigacyjnych.

Podczas przygotowania do lotu załoga statku powietrznego powinna:

1) dokładnie przestudiować linię brzegową i obiekty znajdujące się w pobliżu tej linii,
2) zapoznać się z położeniem i rodzajem pracy morskich latarni nawigacyjnych,
3) w celu zmniejszenia błędów radionamierzania, związanych ze zjawiskiem „błędu brzegowego", wybierać do wykorzystania naziemne urządzenia radionawigacyjne znajdujące się w takim kierunku względem statku powietrznego, który tworzy z linią brzegową kąt bliski 90°,
4) zapoznać się z prognozą pogody i rozkładem kierunków i prędkości wiatru na wysokościach oraz ocenić wpływ wiatru na zasięg i długotrwałość lotu.

Podstawowym środkiem służącym do pomiaru kąta znoszenia

i prędkości podróżnej w czasie lotu nad morzem jest pokładowe urządzenie dopplerowskie.

Pomiar kąta znoszenia i prędkości podróżnej jest możliwy czasem według pokrywającej wodę kry.

Na małej wysokości kąt znoszenia można zmierzyć według biegu grzbietu fal i plam na powierzchni wody. Można również określić kąt znoszenia przez porównywanie wskazań radiowysokościomierza i wysokościomierza barometrycznego (na wysokości nie mniejszej niż 500 m).

Pozycję statku powietrznego w znacznej odległości od lądu ustala się za pomocą urządzeń radiotechnicznych dalekiego zasięgu lub za pomocą zliczania drogi.

Podczas lotu z widocznością brzegu drogę można kontrolować według orientacji wzrokowej.

Podstawowe sposoby poszukiwania obiektu na morzu przedstawiono na rysunkach 15.1 i 15.2.

15.7 NAWIGOWANIE W NOCY

Lotami nocnymi nazywa się loty wykonywane w okresie od zachodu do wschodu Słońca.

Nawigowanie w nocy charakteryzuje się:

1) utrudnioną orientacją wzrokową ze względu na:
   — pogorszenie się widoczności obiektów nieoświetlonych,
   — niezgodność konturów obiektów świetlnych w terenie z konturami tych obiektów przedstawionymi na mapie,
   — trudności we właściwym wzrokowym ocenianiu odległości do obiektów oświetlonych,
2) znaczną zależnością widoczności obiektów orientacyjnych od pory roku, charakteru terenu i oświetlenia obiektów przez księżyc,
3) trudnością w obserwowaniu stanu pogody i jej zmian; podczas ciemnej nocy można nieoczekiwanie wejść w chmury, ponieważ nawet z bliskiej odległości można ich nie zauważyć; podczas lotu nad terenem ubogim w obiekty świetlne bardzo trudno jest stwierdzić obecność chmur pod statkiem powietrznym, trudno jest także wzrokowo określić rodzaj chmur,

4) utrudnieniem w posługiwaniu się mapą i wyposażeniem statku powietrznego, ze względu na kontrast oświetlenia kabiny i terenu, utrudniający rozpoznawanie obiektów,
5) zmniejszeniem dokładności pomiarów nawigacyjnych dokonywanych za pomocą radiokompasu, ze względu na wpływ „błędu nocnego" (p. podrozdz. 10.11).

Podczas przygotowania do lotu w nocy załoga statku powietrznego powinna:

1) wybierać, jako podstawowe punkty trasy, charakterystyczne obiekty świetlne (jeżeli lot ma być wykonywany z widocznością powierzchni ziemi) lub punkty radionawigacyjne,
2) wybrać dobrze rozpoznawalny obiekt w rejonie, w którym ma być wykonane zadanie (jeżeli obiekt, nad którym będzie wykonywane zadanie jest mało widoczny); wybrany obiekt powinien ułatwiać wykonanie zadania,
3) dokładnie przestudiować obiekty świetlne i inne charakterystyczne obiekty orientacyjne, które mogą być wykorzystane do orientacji wzrokowej,
4) określić czas świtu i zmroku, miejsce spotkania statku powietrznego ze zmrokiem i świtem, określić także fazę, czas wschodu i zachodu księżyca,
5) w celu zapewnienia bezpieczeństwa lotu i możliwości prowadzenia orientacji wzrokowej, dokładnie zapoznać się z aktualną pogodą na trasie, jej zmianami w czasie lotu i możliwością spotkania niebezpiecznych zjawisk pogody,
6) wybierać do radionamierzania, w miarę możliwości, radiolatarnie bezkierunkowe pracujące na falach dłuższych niż w zwykłych warunkach, oddalone do 100 km od przewidywanej pozycji statku powietrznego.

Przed porównywaniem mapy z terenem należy zmniejszyć do minimum oświetlenie kabiny, ponieważ światło „oślepia" załogę i utrudnia rozpoznawanie obiektów.

Na nakazaną linię drogi wyprowadza się statek powietrzny z kursem lotu obliczonym według znanego wiatru, a następnie sprawdza się ten kurs według linii dwóch—trzech obiektów świetlnych, bocznego odchylenia przy obiekcie kontrolnym lub według punktu radionawigacyjnego.

Kontrolę drogi według kierunku prowadzi się za pomocą urzą-

dzeń radiotechnicznych, a podczas lotu z widocznością terenu — na podstawie bocznego odchylenia przy kontrolnym obiekcie. Poprawiać kierunek drogi należy tylko przy kontrolnym obiekcie, według pewnie stwierdzonego bocznego odchylenia.

Kontrolę drogi według odległości prowadzi się według radionamiarów punktów radionawigacyjnych bocznych lub rozmieszczonych na nakazanej linii drogi oraz za pomocą radiolokatorów, a podczas lotu z widocznością terenu — według czasu przelotu obiektów świetlnych i dobrze widocznych obiektów nieoświetlonych.

Na lotnisko lądowania statek powietrzny wyprowadza się z wykorzystaniem urządzeń radiotechnicznych i świetlnotechnicznych lotniska. Jeżeli podczas lotu do radiolatarni bezkierunkowej z odległości większej niż 100 km wskazania radiokompasu są niestabilne ze względu na zakłócenia atmosferyczne lub zjawisko „błędu nocnego" należy sprawdzać prawidłowość kierunku lotu okresowym żądaniem radionamiaru od radionamiernika naziemnego.

15.8 NAWIGOWANIE W STREFIE BURZ

Lot w strefie burz charakteryzuje się:

1) zagrożeniem wyładowaniami atmosferycznymi (możliwość porażenia osób na pokładzie, uszkodzenia statku lub jego wyposażenia),
2) silnym „rzucaniem" statku powietrznego, utrudniającym utrzymywanie nakazanego nawigacyjnego reżymu lotu, powodowanym silną turbulencją powietrza; pionowe prądy powietrzne osiągają nieraz 20—25 m/s; zmiana wysokości w wyniku „rzucania" w strefie burz, przekracza czasem kilkaset metrów i może powodować duże przeciążenia oraz utratę sterowności statku,
3) zmniejszeniem dokładności pomiarów nawigacyjnych w wyniku silnej turbulencji powietrza,
4) ograniczoną możliwością wykorzystywania środków łączności radiowej i radiokompasu do nawigowania, ponieważ w celu uniknięcia uderzenia pioruna w statek powietrzny podczas

lotu w strefie występowania burz konieczne jest wyłączenie urządzeń łączności radiowej; w odległości 10—20 km od środka burzy wskazówka wskaźnika *KKR* może odchylać się w czasie od 5 do 10 s w stronę centrum burzy w przedziale $\pm 20^{\circ}$ od rzeczywistego kierunku na namierzaną radiolatarnię,

5) koniecznością omijania burz.

Największe niebezpieczeństwo stanowią burze frontowe, obejmujące duże przestrzenie i przemieszczające się z dużą prędkością. Burze wewnątrzmasowe zajmują mniejsze przestrzenie i są łatwiejsze do ominięcia.

Przygotowując się do lotu załoga statku powietrznego powinna:

1) dokładnie przestudiować sytuację meteorologiczną na trasie lotu i w przylegającym do niej rejonie, zwracając szczególną uwagę na:
   — występowanie frontów atmosferycznych, chmur kłębiastych, a szczególnie silnie rozbudowanych chmur kłębiastych i kłębiastych deszczowych, ich rozmieszczenie i drogę przemieszczania się, wysokości ich podstawy i wierzchołków,
   — możliwość intensywnego „rzucania",
   — występowanie lub możliwość wystąpienia opadów i tworzenia się nowych ognisk burzowych,
   — aktualną pogodę na lotniskach zapasowych,
2) ustalić środki i sposoby nawigowania, z których należy korzystać w przypadku pogorszenia się warunków pracy urządzeń radiotechnicznych i utraty dwustronnej łączności z organem kierowania ruchem lotniczym,
3) przewidzieć sposoby i trasy omijania burz, z uwzględnieniem wykorzystania technicznych urządzeń nawigacyjnych,
4) ustalić sposoby wznawiania orientacji na poszczególnych odcinkach trasy i sposób dolotu do lotniska zapasowego,
5) uwzględnić w nawigacyjnym zapasie paliwa odpowiednią ilość paliwa na omijanie burz,
6) wybrać wysokość (poziom) lotu umożliwiającą uniknięcie lotu w chmurach burzowych,
7) ustalić sposób wznoszenia się (zniżania) statku powietrznego przy zmianie wysokości (poziomu) lotu, wykluczający możliwość przelotu statku powietrznego przez silnie rozbudowane

chmury kłębiaste i kłębiaste deszczowe z intensywną turbulencją,

8) sprawdzić sprawność ogrzewania nadajników ciśnień oraz sprawność urządzeń przeciwoblodzeniowych.

Bezpieczeństwo lotu zależy w znacznej mierze od tego, czy załoga w przypadku napotkania burzy podejmie we właściwym czasie prawidłową decyzję o przerwaniu lotu lub o kontynuowaniu lotu z jej ominięciem.

Występowanie burzy wykrywa się podczas lotu wzrokowo lub za pomocą pokładowego radiolokatora. W nocy burza jest widoczna z odległości kilkudziesięciu kilometrów dzięki błyskawicom. W dzień przy braku całkowitego pokrycia nieba innymi chmurami, występowanie burz można zauważyć z odległości 100—200 km, jako zwartą ścianę chmur na horyzoncie, z ciemniejszymi smugami deszczu i błyskawicami.

O zbliżaniu się statku powietrznego do rejonu burzy podczas lotu w chmurach można zorientować się według zwiększających się trzasków w słuchawkach i drganiach wskazówki ARK, a w bezpośrednim pobliżu burzy według gwałtownych drgań statku powietrznego.

Podczas lotu w warunkach występowania burz należy:

— zapisać w dzienniku pokładowym czas napotkania przez statek powietrzny chmur burzowych, bezzwłocznie zawiadomić o tym organ kierowania ruchem lotniczym, a następnie wszystkie swoje dalsze działania uzgadniać z tym organem,

— nieustannie obserwować za pomocą pokładowego radiolokatora, a gdy go nie ma, wzrokowo, ogniska burz i w żadnym przypadku nie wchodzić w nie,

— w razie konieczności wyłączyć wyposażenie radiowe,

— zapisywać w dzienniku pokładowym wszystkie zmiany wysokości, prędkości i kierunku lotu,

— zliczać ciągle drogę na mapie i możliwie często określać pozycję statku powietrznego.

Zbliżając się do strefy burz załoga ocenia możliwość przelotu przez tę strefę i informuje o warunkach lotu organ kierowania ruchem lotniczym.

Jeżeli przelot przez strefę burz nie jest możliwy, załoga, biorąc pod uwagę istniejącą sytuację, określa sposób ominięcia ognisk

burz na bezpiecznej wysokości i w bezpiecznej odległości, a w razie niemożliwości ich ominięcia podejmuje decyzję o powrocie na lotnisko startu lub locie na lotnisko zapasowe.

Przy omijaniu chmur burzowych należy kierować się następującymi zasadami:

— na statkach powietrznych nie wyposażonych w odpowiednie radiolokatory pokładowe, wolno omijać silnie rozbudowane chmury kłębiaste i chmury kłębiaste deszczowe, a także chmury przylegające do ognisk burz, w odległości nie mniejszej niż 10 km; jeżeli takie omijanie na nakazanej wysokości jest niemożliwe, zezwala się na przelot pod chmurami nad terenem równinnym lub pagórkowatym tylko w dzień, z możliwością obserwacji wzrokowej terenu, bez wchodzenia do strefy wzmożonych opadów; wysokość lotu nad terenem i wysokość podstawy chmur nad statkiem powietrznym nie powinny być przy tym mniejsze niż 200 m,

— omijanie stref burzowych należy wykonywać z zasady w kierunku obniżającego się poziomu terenu,

— na przelot na małych wysokościach przez strefę burz i wzmożonych opadów pod chmurami nad terenem górzystym (poniżej 600 m nad rzeźbą terenu) oraz w nocy, nie zezwala się.

Jeżeli ognisk burz i wzmożonych opadów nie można ominąć na nakazanej wysokości po uzgodnieniu z organem kierowania ruchem lotniczym można wykonywać lot z przewyższeniem nie mniejszym niż 500 m nad wierzchołkami chmur.

15.9

NAWIGOWANIE W CHMURACH I NAD CHMURAMI

Nawigowanie w chmurach i nad chmurami charakteryzuje się:

— brakiem możliwości kontroli drogi według orientacji wzrokowej oraz wykonywania pomiarów nawigacyjnych wzrokowo i za pomocą optycznego wizjera,

— zwiększoną koniecznością kompleksowego stosowania technicznych i radiotechnicznych urządzeń nawigacyjnych, w powiązaniu z radiolokacyjną kontrolą przebiegu lotu z ziemi,

— koniecznością stosowania ustalonych procedur związanych

z dolotem do wyjściowego punktu trasy, przebijaniem chmur w górę i dół oraz podejściem do lądowania.

Lotowi w silnie wypiętrzonych chmurach kłębiastych towarzyszy intensywne „rzucanie" statku powietrznego, utrudniające utrzymywanie nakazanego reżymu lotu, ponadto podczas lotu w chmurach w temperaturze od +2° do −5°C występuje możliwość oblodzenia; przy dużej prędkości lotu oblodzenie może wystąpić nawet w temperaturze do −30°C.

Podczas przygotowania do lotu załoga powinna:

1) wybierając trasę lotu unikać częstych zmian kierunku lotu,
2) jako podstawowe punkty trasy wybierać, w miarę możliwości, urządzenia radiotechniczne (PRN),
3) przestudiować procedury związane z przebijaniem chmur w górę, z dolotem do *WPT* oraz z podejściem do lądowania,
4) dokładnie zapoznać się z sytuacją meteorologiczną w rejonie trasy lotu, zwracając szczególną uwagę na:
   — rodzaj chmur i rejony ich występowania,
   — wysokość podstawy chmur i ich wierzchołków,
   — możliwość intensywnego „rzucania",
   — pogodę na lotniskach zapasowych,
   — możliwość zmiany pogody.

Po starcie załoga powinna stosować się do ustalonej procedury związanej z przebijaniem chmur i dolotem do wyjściowego punktu trasy.

Lot po trasie załoga wykonuje na poziomie lotu wyznaczonym przez organ kierowania ruchem lotniczym, stosując kompleksowo dostępne techniczne i radiotechniczne urządzenia nawigacyjne.

Podejście do lądowania wykonuje się zgodnie z procedurami podejścia do lądowania, opracowanymi dla poszczególnych lotnisk.

Podczas podejścia do lądowania należy zwracać szczególną uwagę na wskazania wysokościomierza; przed osiągnięciem wysokości decyzji lub minimalnej wysokości zniżania statek powietrzny powinien wyjść z chmur; jeżeli na tej wysokości załoga nie uzyska wzrokowego kontaktu z terenem, powinna stosować się do procedury obowiązującej w przypadku odlotu po nieudanym podejściu i wskazówek organu kierowania ruchem lotniczym.

NAWIGOWANIE NA MIĘDZYNARODOWYCH DROGACH LOTNICZYCH

Międzynarodowymi drogami lotniczymi nazywa się drogi lotnicze przebiegające nad terytorium dwóch lub więcej państw.

Zasady ruchu lotniczego i działanie organów kierowania ruchem lotniczym dotyczące przelotów międzynarodowych są ustalone w załącznikach do „Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym" (tzw. konwencji chicagowskiej), jednak niektóre państwa ustaliły własne zasady i warunki ruchu lotniczego, różniące się od norm i zaleconych metod postępowania, podanych w tych załącznikach. Dokładne informacje o warunkach przelotów, procedurach i drogach lotniczych są zawarte w zbiorach informacji lotniczych (AIP — *Air Information Publication*), wydawanych przez poszczególne państwa.

Zbiory informacji lotniczych podają między innymi:

— warunki przekraczania granic państwowych,

— przebieg dróg lotniczych oraz obowiązujące na nich poziomy lotu,

— strefy ze szczególnymi ograniczeniami,

— procedury stosowane po starcie, w strefie oczekiwania i podejścia do lądowania,

— naziemne pomoce nawigacyjne i środki łączności radiowej oraz dane ich pracy,

— pomoce sygnalizacyjne,

— sieć lotnisk.

W państwach, będących członkami Organizacji Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego, kierowanie ruchem lotniczym (zwane też kontrolą ruchu lotniczego) polega na wyznaczeniu załodze na podstawie złożonego planu lotu jedynie poziomu lotu, dokładnego czasu startu i lądowania, a niekiedy także czasu przelotu punktów kontrolnych. Inne dane są przekazywane na pokład statku powietrznego jako informacje i zezwolenia, na podstawie których każda załoga samodzielnie podejmuje decyzję, dotyczącą wykonania zadania.

Ruchem lotniczym kierują organy służby ruchu lotniczego, w skład których wchodzą służba kontroli lotniska, służba kontroli zbliżania i służba kontroli obszaru. Służby te pełnią od-

powiednio funkcje kontroli lotniska, kontroli zbliżania i kontroli obszaru.

W wielu państwach start i lądowanie wykonuje się przy nastawieniu podziałki ciśnień wysokościomierza barometrycznego na ciśnienie atmosferyczne lotniska zredukowane do średniego poziomu morza (wysokościomierz na ziemi wskazuje wzniesienie lotniska względem średniego poziomu morza). W niektórych państwach start i lądowanie wykonuje się z wysokościomierzem barometrycznym nastawionym na ciśnienie atmosferyczne panujące na poziomie określonego punktu drogi startowej (wysokościomierz na ziemi wskazuje zero).

Przestawienia po starcie podziałki ciśnień wysokościomierza barometrycznego na ciśnienie 1013,25 hPa (760 mm Hg) dokonuje się na wysokości przejściowej.

Przed lądowaniem podziałkę ciśnień wysokościomierza przestawia się na odpowiednie ciśnienie na ustalonym dla każdego lotniska poziomie przejściowym.

Podczas wykonywania przelotów w międzynarodowych drogach lotniczych korzysta się z map specjalnie w tym celu wydanych.

16

ZASADY OPRACOWYWANIA PROCEDUR PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA WEDŁUG WSKAZAŃ PRZYRZĄDÓW

16.1

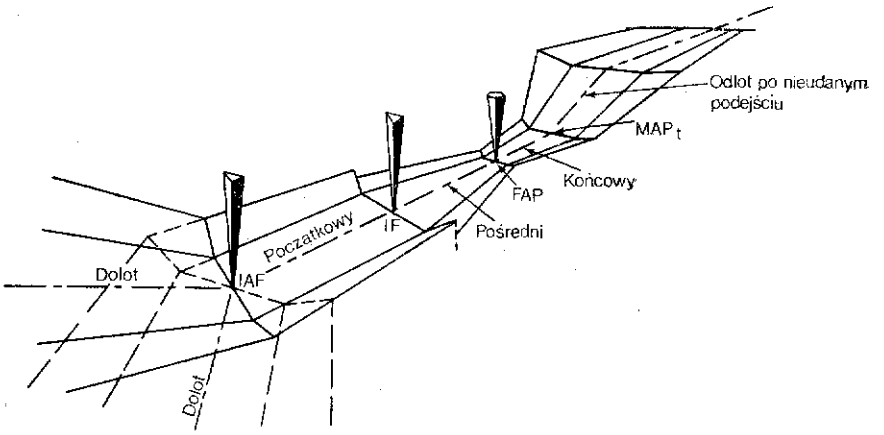
ZASADY OGÓLNE

Procedura podejścia do lądowania według wskazań przyrządów jest to szereg uprzednio ustalonych manewrów, wykonywanych według wskazań przyrządów pokładowych przy określonym przewyższeniu zabezpieczającym przed zderzeniem z przeszkodami, od punktu rozpoczęcia podejścia początkowego lub — gdzie to stosowne — od początku określonej trasy dolotu — do punktu, od którego może być wykonane lądowanie, a jeśli lądowanie nie zostało wykonane — do pozycji, w której obowiązują kryteria przewyższenia nad przeszkodami dla lotu w strefie oczekiwania lub dla lotu po trasie.

Procedura precyzyjnego podejścia do lądowania jest to procedura podejścia według wskazań przyrządów pokładowych z wykorzystaniem przez załogę informacji o kierunku podejścia i ścieżce schodzenia, uzyskiwanych za pomocą ILS lub PAR.

Procedura nieprecyzyjnego (klasycznego) podejścia do lądowania jest to procedura podejścia według wskazań przyrządów pokładowych, podczas którego załoga kontroluje i koryguje tor lotu statku powietrznego na podstawie informacji uzyskiwanych za pomocą radiolatarni bezkierunkowych, VOR, radionamierników naziemnych, markerów, DME oraz różnych kombinacji tych urządzeń i wyposażenia pokładowego statku powietrznego.

Koncepcja konkretnej procedury podejścia do lądowania według wskazań przyrządów zależy od: rzeźby terenu i przeszkód terenowych w otoczeniu lotniska, rodzaju przewidywanych lądowań oraz kategorii statków powietrznych, dla których procedura jest opracowywana. Te czynniki mają z kolei wpływ na rodzaj i usytuowanie pomocy nawigacyjnych względem drogi startowej lub lotniska. Na lokalizację pomocy nawigacyjnych mogą mieć również wpływ obowiązujące ograniczenia przestrzeni powietrznej.
Procedura podejścia do lądowania według wskazań przyrządów (zwana dalej procedurą podejścia według wskazań przyrządów) może składać się z pięciu oddzielnych odcinków, a mianowicie (rys. 16.1):



Rys. 16.1. Odcinki (strefy) podejścia według wskazań przyrządów

— dolotu,
— podejścia początkowego,
— podejścia pośredniego,
— podejścia końcowego,
— odlotu po nieudanym podejściu do lądowania.

Każdy odcinek rozpoczyna się i kończy w ustalonych punktach kontrolnych, wyznaczanych za pomocą urządzeń radionawigacyjnych. Jednak w pewnych okolicznościach niektóre odcinki mogą rozpoczynać się w ustalonych punktach nie będących punktami kontrolnymi, na przykład gdy nie dysponuje się od-

powiednim urządzeniem radionawigacyjnym, odcinek podejścia końcowego procedury podejścia precyzyjnego może mieć swój początek w punkcie przecięcia się wysokości lotu, na odcinku podejścia pośredniego, z nominalną ścieżką schodzenia.

W miarę możności przewiduje się bezpośrednie podejście do lądowania wprost z trasy na oś drogi startowej. W przypadku podejść nieprecyzyjnych (klasycznych), np. według radiolatarni bezkierunkowej, radiolatarni ogólnokierunkowej bardzo wielkiej częstotliwości, radionamiernika uważa się podejście wprost z trasy za możliwe, jeżeli kąt zawarty między drogą podejścia końcowego a osią drogi startowej wynosi nie więcej niż 30°.

Jeżeli teren lub inne ograniczenia powodują, że kierunek drogi podejścia końcowego lub gradient zniżania nie odpowiadają kryteriom ustalonym dla podejścia wprost z trasy, przewiduje się podejście do lądowania z kręgu (podejście z widocznością).

Gradientem zniżania (wznoszenia) statku powietrznego nazywa się stosunek zmiany wysokości w czasie zniżania (wznoszenia) do odpowiedniej zmiany długości drogi poziomej statku (p. pkt 16.2.3).

Wejście z trasy w określony sektor rejonu lotniska powinno odbywać się na wysokości nie mniejszej niż minimalna bezwzględna wysokość sektorowa ustalona dla danego sektora lotniska. Ta minimalna wysokość powinna zapewniać co najmniej 300 m przewyższenia nad przeszkodami w promieniu 46 km od urządzenia prowadzącego, związanego z procedurą podejścia do lądowania.

16.1.1
KATEGORIE STATKÓW POWIETRZNYCH

Osiągi statku powietrznego mają bezpośredni wpływ na określenie przestrzeni powietrznej i widzialności, jakie są konieczne do wykonywania manewrów związanych z podejściem według wskazań przyrządów. Najważniejszym w tym względzie elementem osiągów jest prędkość statku powietrznego. W związku z tym — w celu stworzenia znormalizowanej podstawy, umożliwiającej powiązanie zdolności manewrowych statku powietrznego z konkretnymi procedurami podejścia według wskazań przyrządów — ustalono pięć kategorii typów statków powietrz-

nych, które opierają się na prędkości nad progiem drogi startowej, przekraczającej 1,3 raza prędkość przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania, z poświadczoną maksymalną masą statku do lądowania:

— kategoria A — $V_p < 169$ km/h,
— kategoria B — $V_p = 169—223$ km/h,
— kategoria C — $V_p = 224—260$ km/h,
— kategoria D — $V_p = 261—306$ km/h,
— kategoria E — $V_p = 307—389$ km/h.

Przez V_p należy tu rozumieć prędkość wskazywaną przez prędkościomierz, którego wskazania nie są obarczone błędem przyrządowym i aerodynamicznym.

W zależności od kategorii ustala się:

— zakres prędkości podejścia początkowego — bez procedury z nawrotem lub z dwoma zakrętami po 180°,
— zakres prędkości podejścia z nawrotem lub procedury z dwoma zakrętami po 180°,
— zakres prędkości podejścia końcowego,
— maksymalne prędkości podejścia z widocznością (lotu po kręgu),
— maksymalne prędkości odlotu po nieudanym podejściu (odejściu na drugi krąg lub na trasę).

Na mapach podejścia według wskazań przyrządów są podawane odpowiednimi literami kategorie statków powietrznych, dla których dana procedura została ustalona, lub maksymalna prędkość aerodynamiczna.

Procedury są opracowywane w celu zapewnienia chronionej przestrzeni powietrznej i minimalnego przewyższenia nad przeszkodami statkom powietrznym określonych kategorii.

Piloci są obowiązani stosować się do procedur i wskazówek podanych na mapach podejścia według wskazań przyrządów.

16.1.2
PRZEWYŻSZENIA NAD PRZESZKODAMI

Ustalanie przewyższenia nad przeszkodami stanowi podstawowe zagadnienie bezpieczeństwa przy opracowywaniu procedur podejścia według wskazań przyrządów. Stosowane w tym względzie kryteria i szczegółowy sposób obliczania przewyższeń są

podane w odpowiednich dokumentach wydanych przez władze lotnictwa cywilnego.

Dla każdej procedury podejścia, przedstawionej na mapie podejścia według wskazań przyrządów, oblicza się bezwzględną (względną) wysokość lotu, zapewniającą minimalne przewyższenie nad przeszkodami.

Jako bezwzględną (względną) wysokość lotu, zapewniającą minimalne przewyższenie nad przeszkodami OCA/H, przyjmuje się:

a) w procedurze podejścia precyzyjnego (za pomocą ILS lub PAR) — najmniejszą wysokość bezwzględną OCA lub alternatywnie — najmniejszą wysokość względną OCH nad wzniesieniem progu danej drogi startowej, na której powinna rozpocząć się procedura odlotu po nieudanym podejściu, w celu dostosowania się do ustalonych kryteriów przewyższenia nad przeszkodami,

b) w procedurze podejścia nieprecyzyjnego (klasycznego) — najniższą bezwzględną wysokość OCA lub alternatywnie — najmniejszą wysokość względną nad wzniesieniem lotniska albo nad wzniesieniem progu danej drogi startowej, jeżeli wzniesienie progu znajduje się więcej niż 2 m poniżej wzniesienia lotniska OCH, poniżej której statek powietrzny nie może zniżać się, bez przekroczenia ustalonych kryteriów przewyższenia nad przeszkodami,

c) w procedurze podejścia z widocznością (lot po kręgu) — najmniejszą wysokość bezwzględną OCA lub najmniejszą wysokość względną nad wzniesieniem lotniska OCH, poniżej której statek powietrzny nie może zniżać się, bez przekroczenia ustalonych kryteriów przewyższania nad przeszkodami.

16.1.3

CZYNNIKI MAJĄCE WPŁYW NA MINIMA OPERACYJNE

Ogólnie biorąc, minima operacyjne ustala się uwzględniając wpływ dodatkowych czynników operacyjnych na OCA/H, w celu otrzymania w przypadku:

— podejścia precyzyjnego — bezwzględnej wysokości decyzji DA lub względnej wysokości decyzji DH,

— podejścia nieprecyzyjnego — minimalnej bezwzględnej wyso-

kości zniżania MDA lub minimalnej względnej wysokości zniżania MDH.

Bezwzględna (względna) wysokość decyzji DA/H *) jest to ustalona wysokość bezwzględna (względna) przy podejściu precyzyjnym, na której powinna być podjęta decyzja o kontynuowaniu podejścia według wskazań przyrządów lub rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu, jeżeli nie został nawiązany niezbędny kontakt wzrokowy z terenem **).

Zależność między bezwzględną (względną) wysokością lotu OCA/H, zapewniającą minimalne przewyższenie nad przeszkodami, a operacyjnymi minimami (lądowania), przedstawiono na rys. 16.2, 16.3 i 16.4.

16.1.4
ZAPAS WYSOKOŚCI W PODEJŚCIACH PRECYZYJNYCH

Zapas wysokości lub dolna granica wynikają z następujących względów operacyjnych:

— kategorii lądowania (minimalnych warunków lądowania),
— charakterystyki wyposażenia naziemnego (pokładowego),
— kwalifikacji załogi,
— osiągów statków powietrznych,
— warunków meteorologicznych,
— charakterystyki lotniska,
— profilu terenu (wykorzystania radiowysokościomierza),
— błędu pomiaru ciśnienia (wysokościomierz barometryczny) itp.

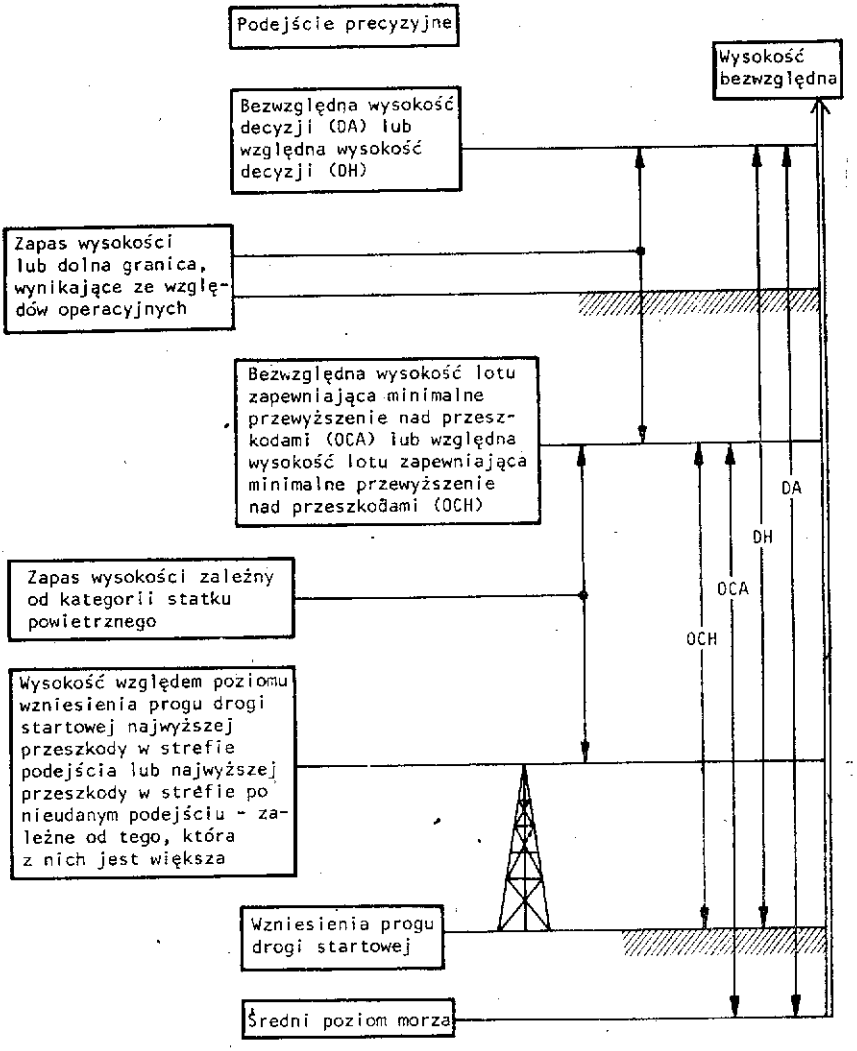
Ustalanie przeszkód w terenie podejścia lub w strefie odlotu po nieudanym podejściu zależy od:

— kategorii lądowania,

---

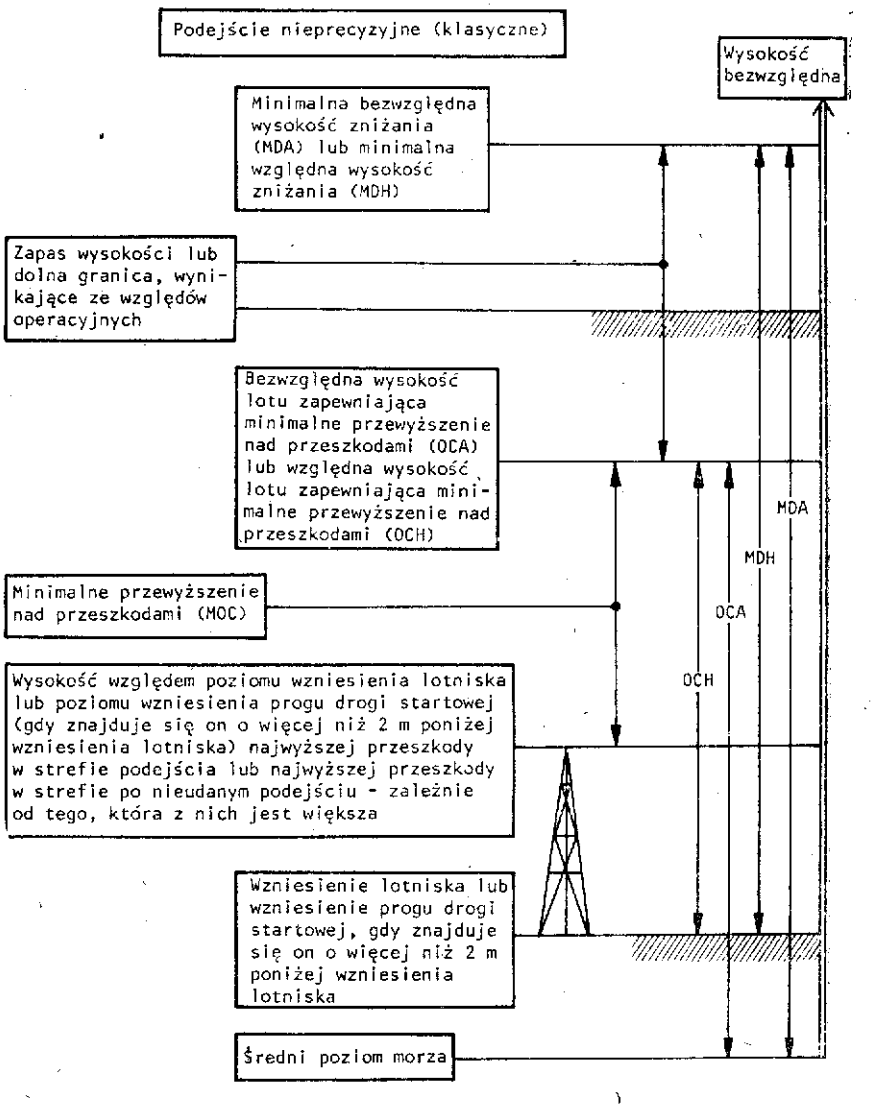
*) Bezwzględną wysokość decyzji należy rozumieć jako wysokość odniesioną do średniego poziomu morza, a względną wysokość decyzji jako wysokość odniesioną do wzniesienia progu drogi startowej.

**) Przez niezbędny kontakt wzrokowy z terenem rozumie się tę część pomocy nawigacyjnych lub obiektów strefy podejścia, która powinna być widziana przez pilota dostatecznie wcześniej, aby mógł on dokonać oceny pozycji statku powietrznego i szybkości zmiany tej pozycji w odniesieniu do żądanego toru lotu.



Rys. 16.2. Zależność między wysokością lotu zapewniającą minimalne przewyższenia nad przeszkodami OCA/H a wysokością decyzji DA/H przy podejściach precyzyjnych

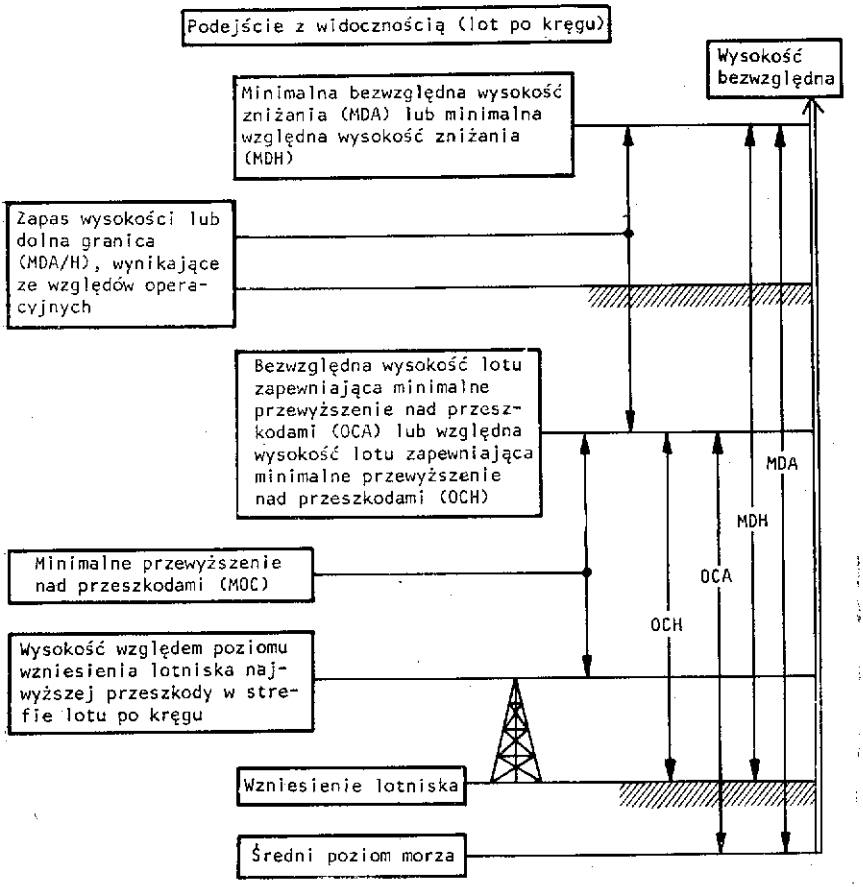
— geometrii systemu ILS (kąt ścieżki schodzenia, odległość od anteny radiolatarni kursowej do progu drogi startowej, względna wysokość punktu odniesienia, szerokość wiązki kursowej),
— rozmiarów statku powietrznego,



Rys. 16.3. Zależność między wysokością lotu zapewniającą minimalne przewyższenie nad przeszkodami OCA/H a minimalną wysokością zniżania MDA/H przy podejściach nieprecyzyjnych (klasycznych)

— gradientu wznoszenia (nachylenia toru wznoszenia) po nieudanym podejściu,

— położenia punktu zakrętu po nieudanym podejściu,



Rys. 16.4. Zależność między wysokością lotu zapewniającą minimalne przewyższenie nad przeszkodami OCA/H a minimalną wysokością lotu po kręgu MDA/H przy podejściach z widocznością

— wykorzystania autopilota (tylko w przypadku lądowania kategorii II).

16.1.5
ZAPAS WYSOKOŚCI I MINIMALNE PRZEWYŻSZENIE NAD PRZESZKODAMI W PODEJŚCIACH NIEPRECYZYJNYCH (KLASYCZNYCH)

Zapas wysokości albo dolna granica wynikają z następujących względów operacyjnych:

— charakterystyki wyposażenia naziemnego (pokładowego),
— kwalifikacji załogi,
— osiągów statków powietrznych,
— warunków meteorologicznych,
— charakterystyki lotniska,
— położenia pomocy nawigacyjnej prowadzącej względem drogi startowej itp.

Minimalne przewyższenie nad przeszkodami MOC jest stałe dla wszystkich statków powietrznych i wynosi:
— 90 m, bez FAF (*Final Approach Fix* — punkt rozpoczęcia podejścia końcowego),
— 75 m, z FAF.

Minimalne przewyższenie nad przeszkodami MOC może obejmować dodatkowy zapas w terenie górzystym i w przypadku zwiększonej długości odcinka podejścia końcowego oraz w przewidywaniu nastaw wysokościomierza barometrycznego wykonywanych w dużej odległości od lotniska lub na podstawie danych prognostycznych.

16.1.6
ZAPAS WYSOKOŚCI I MINIMALNE PRZEWYŻSZENIE NAD PRZESZKODAMI W PODEJŚCIACH Z WIDOCZNOŚCIĄ (LOT PO KRĘGU)

Zapas wysokości albo dolna granica wynikają z następujących względów operacyjnych:
— charakterystyki statków powietrznych,
— warunków meteorologicznych,
— kwalifikacji załogi,
— charakterystyki lotniska itp.

Względna wysokość lotu zapewniająca minimalne przewyższenie nad przeszkodami OCH nie powinna być mniejsza niż:
— kategoria A — 120 m,
— kategoria B — 150 m,
— kategoria C — 180 m,
— kategoria D — 210 m,
— kategoria E — 240 m.

Minimalne przewyższenie nad przeszkodami MOC wynosi dla:
— kategorii A i B — 90 m,

— kategorii C i D — 120 m,
— kategorii E — 150 m.

Minimalne przewyższenie nad przeszkodami może obejmować dodatkowy zapas w terenie górzystym; zwiększa się je również w przewidywaniu nastawień wysokościomierza barometrycznego wykonywanych w dużej odległości od lotniska lub na podstawie danych prognostycznych.

16.2
STREFY PODEJŚCIA WEDŁUG WSKAZAŃ PRZYRZĄDÓW

16.2.1
RODZAJE STREF

Jeżeli procedura podejścia według wskazań przyrządów przewiduje prowadzenie po torze, każdy z pięciu odcinków (tj. dolotu, podejścia początkowego, podejścia pośredniego, podejścia końcowego i odlotu po nieudanym podejściu) obejmuje określoną przestrzeń powietrzną, której przekrój poprzeczny w płaszczyźnie pionowej stanowi strefę rozciągającą się symetrycznie z obu stron każdego odcinka. Strefa każdego odcinka dzieli się na strefę podstawową i dwie strefy poboczne (rys. 16.5).

Szerokość strefy podstawowej równa jest połowie ogólnej szerokości strefy odcinka. Szerokość każdej strefy pobocznej równa jest jednej czwartej szerokości ogólnej.

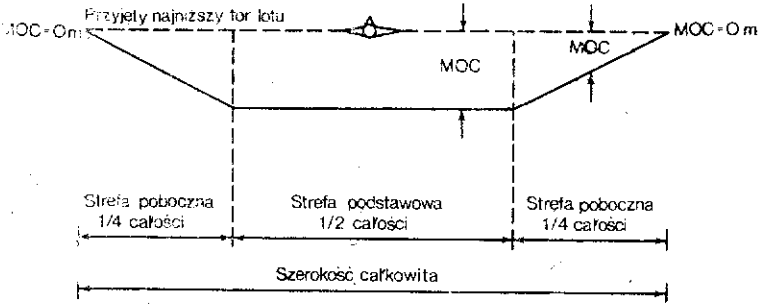
Strefa podstawowa jest to ustalona strefa, położona symetrycznie z obu stron nominalnej drogi lotu, ze stałym określonym minimalnym przewyższeniem nad przeszkodami.

Strefa poboczna jest to ustalona strefa przylegająca do strefy podstawowej, ze zmniejszającym się do zera, w kierunku krawędzi zewnętrznych, minimalnym przewyższeniem nad przeszkodami.

Gdy podczas zakrętu określonego procedurą prowadzenie po torze nie jest zapewnione, ogólna szerokość strefy odcinka jest uważana jako strefa podstawowa.

Minimalne przewyższenie nad przeszkodami MOC jest zapewnione dla całej szerokości strefy podstawowej. W strefach pobocznych MOC powinna być zapewniona na krawędziach wewnętrz-

nych, zmniejszając się do zera na krawędziach zewnętrznych (rys. 16.5).



Rys. 16.5. Minimalne przewyższenia nad przeszkodami w strefie podstawowej i strefach pobocznych (pionowy przekrój poprzeczny)

16.2.2
PUNKTY KONTROLNE

Punkty kontrolne (i inne) wykorzystywane przy opracowaniu procedur podejścia według wskazań przyrządów obejmują w szczególności:

— punkt rozpoczęcia podejścia początkowego (IAF — *Initial Approach Fix*),

— punkt rozpoczęcia podejścia pośredniego (IF — *Intermediate Fix*),

— punkt rozpoczęcia podejścia końcowego (FAF — *Final Approach Fix* w przypadku podejścia nieprecyzyjnego lub FAP — *Final Approach Point*, w przypadku podejścia precyzyjnego),

— punkt rozpoczęcia zakrętu (TP — *Turn Point*),

— punkt oczekiwania,

— punkt rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu (MAPt — *Missed Approach Point*).

Wymienione punkty kontrolne mogą być wyznaczone nad naziemnymi pomocami radionawigacyjnymi lub jako punkty przecięcia się linii pozycyjnych otrzymanych za pomocą znormalizowanych urządzeń lub systemów radionawigacyjnych.

16.2.3
GRADIENT ZNIŻANIA

W celu scharakteryzowania nachylenia toru lotu statku powietrznego w procesie zniżania względem płaszczyzny poziomej ko-

rzysta się często z pojęcia gradientu zniżania, będącego różnicą wysokości w dwóch punktach toru, odniesioną do ich odległości poziomej (ΔH/ΔD). Gradient zniżania wyraża się w m/km lub w % tego stosunku.

Przy opracowywaniu procedur podejścia według wskazań przyrządów uwzględnia się przestrzeń powietrzną niezbędną do wykonania zniżania z bezwzględnej (względnej) wysokości przelotu nad pomocą radionawigacyjną — do progu drogi startowej, w przypadku podejść wprost z trasy lub do wysokości OCA/H, dla podejścia z kręgu.

Odpowiednią przestrzeń potrzebną do wykonania zniżania zapewnia się przez ustalenie maksymalnie możliwego gradientu zniżania dla każdego odcinka procedury. Optymalny gradient zniżania w podejściu końcowym nie powinien przekraczać 5,0% (około 50 m/km), co odpowiada ścieżce schodzenia o nachyleniu 3°.

16.3

ODCINKI DROGI PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA WEDŁUG WSKAZAŃ PRZYRZĄDÓW

16.3.1

ODCINEK DROGI DOLOTU

Trasa dolotu jest to odcinek drogi dolotu, ustalony w procedurze podejścia według wskazań przyrządów, po którego przelocie statki powietrzne wychodzą z trasy w punkt odniesienia strefy oczekiwania lub punkt rozpoczęcia podejścia początkowego.

Jeżeli jest to konieczne lub wskazane z uwagi na korzyści operacyjne, publikuje się trasy dolotu do punktu kontrolnego lub pomocy radionawigacyjnej, wykorzystywanej w procedurze. Dla tych tras stosuje się kryteria przewyższenia nad przeszkodami takie same, jak dla lotów po trasie.

W uzupełnieniu publikowanych tras może być podany, wykorzystywany dla kontroli, radar rejonu lotniska.

W przypadku wykorzystywania radaru rejonu lotniska, statek powietrzny wyprowadzany jest w punkt kontrolny bądź na tor

pośredniego lub końcowego podejścia, od którego pilot może kontynuować podejście, korzystając z mapy podejścia według wskazań przyrządów.

16.3.2
ODCINEK PODEJŚCIA POCZĄTKOWEGO

Odcinek podejścia początkowego zaczyna się w punkcie rozpoczęcia podejścia początkowego IAF i kończy się w punkcie rozpoczęcia podejścia pośredniego IF. Podczas podejścia początkowego statek powietrzny, po zakończeniu lotu po trasie, manewruje tak, aby wyjść w punkt rozpoczęcia podejścia pośredniego. Prędkość statku powietrznego i jego konfiguracja zależą od odległości do lotniska i wymaganego zniżania. Strefa podejścia początkowego zapewnia co najmniej 300 m przewyższenia nad przeszkodami w strefie podstawowej.

W zasadzie prowadzenie statku po torze podejścia jest zapewnione wzdłuż odcinka podejścia początkowego aż do punktu rozpoczęcia podejścia pośredniego, przy maksymalnym kącie przecięcia z linią drogi etapu pośredniego, wynoszącym 90° dla podejścia precyzyjnego i 120° dla podejścia nieprecyzyjnego (klasycznego).

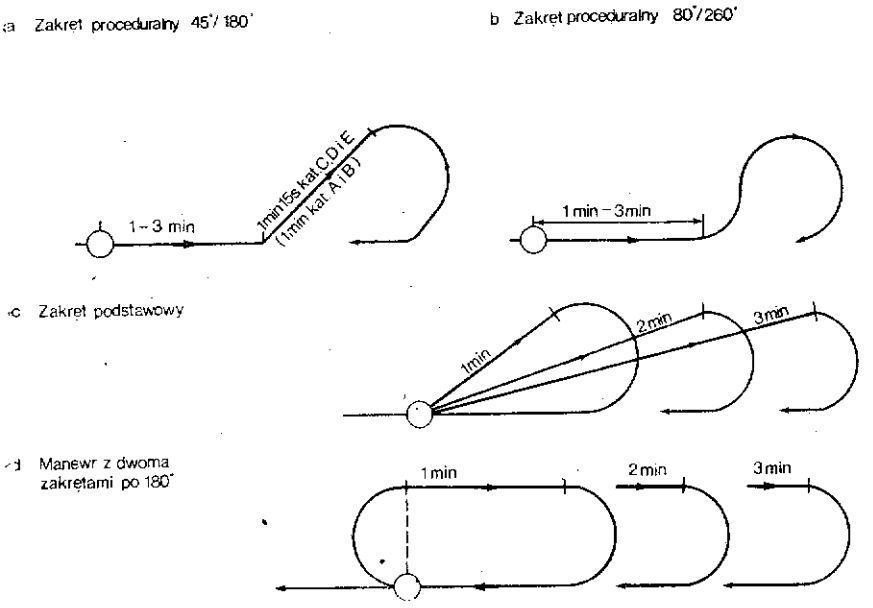
Jeżeli brak odpowiedniego punktu kontrolnego podejścia początkowego lub pośredniego nie pozwala zbudować procedury podejścia według wskazań przyrządów w postaci podanej na rysunku 16.1, stosuje się procedurę podejścia z nawrotem, procedurę podejścia z dwoma zakrętami po 180° (manewr typu „hipodrom") lub procedurę oczekiwania (rys. 16.6).

Procedura z nawrotem jest to manewr umożliwiający statkom powietrznym zmianę kierunku lotu o 180°, w celu wyjścia na kierunek podejścia do lądowania. Ta zmiana kierunku może być osiągnięta przez wykonywanie zakrętów proceduralnych (zwanych też zakrętami standardowymi).

16.3.2.1. Charakterystyka poszczególnych rodzajów manewru

Istnieją trzy powszechnie stosowane manewry procedury nawrotu, z których każdy ma swoiste cechy:

a) zakręt proceduralny (45°/180°), składający się z ustalonego 1-minutowego odcinka odlotu od pionu urządzenia radiona-



Rys. 16.6. Rodzaje manewrów z nawrotem oraz manewr z dwoma zakrętami o 180° („hipodrom")

wigacyjnego lub innego punktu kontrolnego, odchylenia o 45° od kierunku drogi odlotu i 1-minutowego odcinka lotu z tym kierunkiem od chwili zakończenia zakrętu, dla statków powietrznych kategorii A i B, lub 1 min 15 s dla statków kategorii C, D i E, oraz zakrętu o 180° w kierunku przeciwnym, w celu wyjścia na drogę dolotu (rys. 16.6*a*); jeżeli nie zostało wyraźnie zastrzeżone, zakręt proceduralny 45°/180° może być zastąpiony podanym w punkcie *b*) zakrętem proceduralnym 80°/260°,

b) zakręt proceduralny (80°/260°), składający się z ustalonego 1-minutowego odcinka odlotu od pionu urządzenia radionawigacyjnego lub od innego punktu kontrolnego, odchylenia o 80° od kierunku drogi odlotu oraz zakrętu o 260° w kierunku przeciwnym, w celu wyjścia na drogę dolotu (rys. 16.6*b*); jeżeli nie zostało wyraźnie zastrzeżone, zakręt proceduralny 80°/260° może być zastąpiony zakrętem proceduralnym 45°/180° (uwaga: czas odlotu przy zakręcie proceduralnym może być przedłużony do 2 lub 3 min lub zmieniony zależnie

od kategorii (prędkości) statków powietrznych, w celu zmniejszenia ogólnej długości chronionej strefy, jednak zmiany te powinny zapewniać przestrzeganie ustalonych ograniczeń zniżania; przypadek przyjęcia czasu różnego od 1 min powinien być podany w publikacji),

c) zakręt podstawowy (manewr odchylenia o kąt obliczony), polegający na odchyleniu się statku powietrznego od kierunku odlotu o ustalony kąt φ, na locie prostoliniowym przez 1, 2 lub 3 min oraz wykonaniu zakrętu o kąt φ +180° w celu wyjścia na drogę dolotu (rys. 16.6*c*).

Procedura podejścia z dwoma zakrętami po 180° składa się z zakrętu o 180°, rozpoczętego od pionu pomocy radionawigacyjnej lub innego punktu kontrolnego na kierunek przeciwny do kierunku dolotu lotu przez 1, 2 lub 3 min oraz kolejnego zakrętu o 180° w tym samym co poprzednio kierunku w celu powrotu na drogę dolotu (rys. 16.6*d*). Zamiast czasu odlotu, droga odlotu może być ograniczona punktem kontrolnym, odległością DME, radialem VOR lub radionamiarem innej pomocy radionawigacyjnej. Zazwyczaj procedurę podejścia z dwoma zakrętami po 180° stosuje się w przypadkach, gdy statki powietrzne przylatują nad punkt kontrolny z różnych kierunków. W tych przypadkach zakłada się, że statki powietrzne powinny rozpoczynać procedurę sposobem ustalonym dla wejścia w procedurę strefy oczekiwania, z następującymi wyjątkami:

— jeżeli kierunek wyjścia tworzy z ustalonym kierunkiem odlotu kąt mniejszy lub równy ±30°, czas lotu od punktu kontrolnego z kursem wyjścia powinien być ograniczony do 1 min 30 s, po czym pilot powinien lecieć z kursem równoległym do ustalonego kierunku odlotu przez pozostały czas odlotu; jeżeli czas odlotu równa się 1 min, czas lotu na odcinku odchylonym o 30° będzie również wynosił 1 min,

— wyjście równoległe z bezpośrednim powrotem na pomoc radionawigacyjną nie powinno być wykonywane bez uprzedniego przecięcia linii drogi dolotu, przy wejściu na końcowy odcinek procedury podejścia do lądowania,

— wszystkie manewry będą wykonywane, w miarę możliwości, w stronę manewru drogi dolotu.

Uwaga: procedury podejścia z dwoma zakrętami po 180° sto-

suje się wówczas, gdy nie dysponuje się odpowiednią odległością w linii prostej, umożliwiającą wymagane zmniejszenie wysokości, oraz gdy stosowanie procedury z nawrotem nie jest celowe. Mogą być one również ustalone w celu polepszenia elastyczności kierowania lotami (w tym przypadku nie zawsze są one oddzielnie publikowane).

16.3.2.2. Procedury lotu

Statek powietrzny powinien przelatywać nad punktem kontrolnym i odlatywać od niego z ustalonym kursem, zniżając się w razie konieczności do minimalnej wysokości, na której zakręt proceduralny lub zakręt podstawowy powinien być zakończony. Manewr wyjścia na linię drogi dolotu należy rozpoczynać w ustalonym czasie. Lot po drodze dolotu kontynuuje się do punktu rozpoczęcia podejścia końcowego lub punktu wejścia na ścieżkę schodzenia, w zależności od tego, w którym z tych punktów rozpoczyna się etap podejścia końcowego.

W znormalizowanej strefie oczekiwania zaleca się ruch „czółenkowy", taki aby wszystkie zakręty po wejściu (wlocie) początkowym były wykonywane w prawo, z wyjątkiem przypadków, w którym „niestandardowy" manewr oczekiwania z zakrętami w lewo jest korzystniejszy z operacyjnego punktu widzenia. Zwykle ruch „czółenkowy" zalecany jest tam, gdzie wymagane zniżanie między końcem podejścia początkowego i początkiem podejścia końcowego przekracza wartości podane w tablicy 16.1.

(Uwaga: ruch czółenkowy jest manewrem zniżania lub wznoszenia wykonywanym w strefie oczekiwania).

Tablica 16.1

Maksymalne zniżenie w procedurze z nawrotem lub w procedurze z dwoma zakrętami po 180°

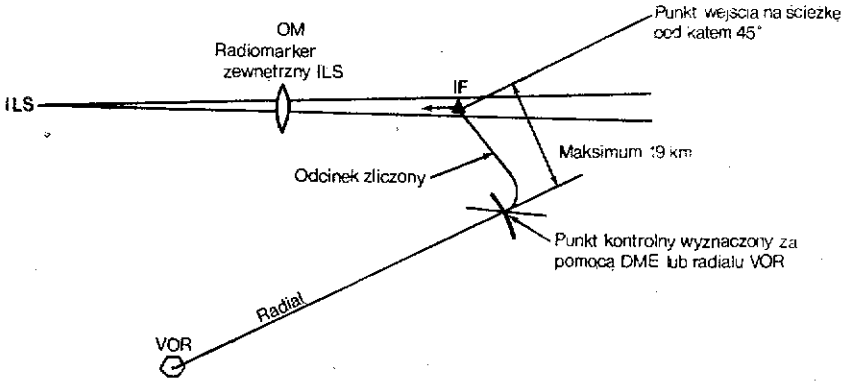
Linia drogi	Odlot		Dolot	
Kategoria statku powietrznego	*A/B*	*C/D/E*	*A/B*	*C/D/E*
Maksymalne zniżenie w nominalnym czasie lotu w stronę odlotu wynoszącym 1 min	245 m	365 m	150 m	230 m

16.3.2.3. Gradient zniżania

Dla procedur podejścia z zakrętem proceduralnym, zakrętem podstawowym lub z dwoma zakrętami po 180° ustala się maksymalne wartości zniżania w procesie odlotu i dolotu, w zależności od kategorii statku powietrznego i czasu odlotu równego 1 min (tabl. 16.1).

16.3.2.4. Odcinek zliczony

W przypadkach, gdy może to być korzystne ze względów operacyjnych procedura podejścia do lądowania za pomocą ILS może zawierać odcinek zliczony przebiegający od punktu kontrolnego (rys. 16.7) do punktu przecięcia z osią wiązki radiolatarni kur-



Rys. 16.7. Odcinek zliczony

sowej (osią drogi startowej). Odcinek ten powinien tworzyć z osią wiązki radiolatarni kursowej kąt 45°, a długość jego nie powinna przekraczać 19 km. Punkt przecięcia jest początkiem odcinka podejścia pośredniego IF zapewniającym prawidłowe wejścia na ścieżkę schodzenia.

16.3.3
ODCINEK PODEJŚCIA POŚREDNIEGO

Jest to odcinek, na którym należy tak poprawiać prędkość i konfigurację statku powietrznego, aby przygotować statek powietrzny do podejścia końcowego. Z tego powodu gradient zniżania

utrzymuje się możliwie jak najmniejszy. Podczas podejścia pośredniego wymagane przewyższenia nad przeszkodami obniża się w strefie podstawowej z 300 m do 150 m, zmniejszając je stopniowo do zera na zewnętrznych krawędziach stref pobocznych.

Odcinek podejścia pośredniego jest to odcinek procedury podejścia według wskazań przyrządów zawarty między punktem początku podejścia pośredniego IF a punktem początku podejścia końcowego FAF lub FAP, bądź też między końcem procedury podejścia z nawrotem, procedury z dwoma zakrętami po 180° lub procedury z odcinkiem zliczonym (rys. 16.7) a punktem rozpoczęcia podejścia końcowego FAF lub FAP — stosownie do przypadku.

Gdy występuje punkt kontrolny rozpoczęcia podejścia końcowego, odcinek podejścia pośredniego rozpoczyna się w momencie, gdy statek powietrzny znajdzie się na drodze dolotu po wykonaniu zakrętu proceduralnego, zakrętu podstawowego lub gdy znajdzie się na ostatniej prostej toru lotu procedury z dwoma zakrętami po 180°.

(U w a g a: gdy punkt rozpoczęcia podejścia końcowego nie jest podany, odcinkiem podejścia końcowego jest tor dolotu).

16.3.4
ODCINEK PODEJŚCIA KOŃCOWEGO

16.3.4.1. Zasady ogólne

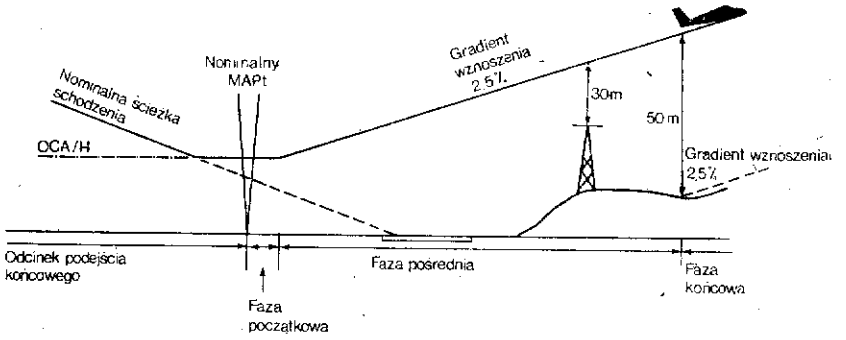
Podejście końcowe może być wykonane dolotem do drogi startowej w celu lądowania wprost z trasy lub do lotniska w celu wykonania manewru lądowania z widocznością (z kręgu).

Odcinek podejścia końcowego jest to odcinek procedury podejścia według wskazań przyrządów, na którym odbywa się wyprowadzenie statku powietrznego na kierunek lądowania i zniżanie do lądowania.

16.3.4.2. Podejście nieprecyzyjne (klasyczne) z punktem kontrolnym rozpoczęcia podejścia końcowego

Odcinek ten rozpoczyna się nad pomocą radionawigacyjną lub punktem kontrolnym, zwanym punktem rozpoczęcia podejścia

końcowego FAF, a kończy się w punkcie rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu (rys. 16.8).



Rys. 16.8. Fazy odlotu po nieudanym podejściu

Punkt rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu MAPt jest to punkt w procedurze podejścia według wskazań przyrządów, w którym lub przed którym musi być rozpoczęta ustalona procedura odlotu po nieudanym podejściu, w celu zapewnienia minimalnego przewyższenia nad przeszkodami.
Punkt FAF znajduje się na drodze podejścia końcowego w odległości, która pozwala wybrać konfigurację do podejścia końcowego i zniżyć się z wysokości podejścia pośredniego do minimalnej wysokości zniżania MDA/H stosowanej bądź to w podejściu wprost z trasy, bądź w podejściu z widocznością (z kręgu). Optymalna i maksymalna odległość usytuowania punktu FAF względem progu drogi startowej wynoszą odpowiednio 10 i 19 km.

16.3.4.3. Podejście nieprecyzyjne z dodatkowym punktem „zniżania schodkowego"

Do niektórych procedur nieprecyzyjnych (klasycznych) podejść może być włączony dodatkowy punkt „zniżania schodkowego". Zwykle podaje się tylko jeden taki punkt, lecz w przypadku procedury z wykorzystaniem VOR/DME może być ustalonych kilka punktów kontrolnych DME, z których każdy jest związany z minimalną wysokością przelotu nad nim.
Jeżeli podana jest w publikacji procedura zniżania schodkowego z wykorzystaniem odpowiednio usytuowanej radiolatarni

DME, pilot nie powinien rozpoczynać zniżania dopóki nie znajdzie się na ustalonej drodze. Gdy znajdzie się na tej drodze, pilot rozpoczyna zniżanie utrzymując statek na podanej lub większej wysokości względnej, zgodnie z odległością według DME.

16.3.4.4. Podejście nieprecyzyjne (klasyczne) bez punktu kontrolnego rozpoczęcia podejścia końcowego

Gdy lotnisko jest obsługiwane przez jedną pomoc radionawigacyjną znajdującą się na lotnisku lub w jego pobliżu i nie ma innej odpowiednio usytuowanej pomocy, która mogłaby być punktem FAF, można opracować procedurę, w której pomoc ta będzie zarówno punktem rozpoczęcia podejścia pośredniego IF, jak i punktem rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu MAPt.

W tych procedurach wskazuje się minimalną wysokość dla procedury podejścia z nawrotem lub z dwoma zakrętami po 180° i jedną OCA/H dla podejścia końcowego. Jeżeli nie ma FAF, zniżanie do minimalnej wysokości zniżania MDA/H rozpoczyna się w chwili, kiedy statek powietrzny wyjdzie na kierunek dolotu końcowego etapu podejścia do lądowania.

16.3.4.5. Podejście precyzyjne za pomocą ILS

Odcinek podejścia końcowego rozpoczyna się w punkcie rozpoczęcia podejścia końcowego FAP. Jest to punkt w przestrzeni na centralnej linii wiązki radiolatarni kursowej, w którym wysokość podejścia pośredniego przecina nominalną ścieżkę schodzenia.

Z zasady wejście na ścieżkę schodzenia następuje na wysokości od 300 do 900 m nad wzniesieniem drogi startowej. Na ścieżce schodzenia o nachyleniu 3° wejście następuje w odległości od 6 do 19 kilometrów od progu drogi startowej.

Strefa podejścia końcowego ma punkt kontrolny lub pomoc nawigacyjną, która pozwala sprawdzić stosunek między ścieżką schodzenia a wskazaniami wysokościomierza. Do tego celu wykorzystuje się z zasady marker zewnętrzny. Przed przelotem nad radiolatarnią można zniżyć się na ścieżce schodzenia do

ustalonej (podanej w publikacji) wysokości przelotu nad punktem kontrolnym.

Nie należy schodzić poniżej ustalonej wysokości przelotu nad punktem kontrolnym przed minięciem tego punktu.

Zakłada się, że wskazania wysokościomierza statku powietrznego w chwili mijania pionu punktu kontrolnego są skorelowane z ustaloną (opublikowaną) wysokością tego przelotu z uwzględnieniem błędów i tolerancji wysokościomierza.

W przypadku utraty podczas podejścia możliwości prowadzenia statku po ścieżce schodzenia procedura staje się podejściem klasycznym (nieprecyzyjnym). W takiej sytuacji obowiązuje OCA/H ustalona (opublikowana) dla przypadku „nieczynnej" ścieżki schodzenia.

16.3.5

ODLOT PO NIEUDANYM PODEJŚCIU (ODEJŚCIE NA DRUGI KRĄG LUB NA TRASĘ)

16.3.5.1. Zasady ogólne odejścia na drugi krąg lub na trasę

Procedura odlotu po nieudanym podejściu do lądowania jest to procedura, którą należy stosować, jeżeli podejście do lądowania nie może być kontynuowane.

Procedura odlotu po nieudanym podejściu składa się z trzech faz: początkowej, pośredniej i końcowej (rys. 16.8).

Procedura ta jest przeznaczona do zapewnienia ochrony przed przeszkodami podczas manewru odlotu po nieudanym podejściu i ustalana jest dla każdej procedury podejścia według wskazań przyrządów. Określa ona punkt, w którym rozpoczyna się odlot po nieudanym podejściu oraz punkt i wysokość bezwzględną (względną) zakończenia odlotu. Dopuszcza się, aby odlot po nieudanym podejściu rozpoczynał się nie niżej niż na wysokości decyzji DA/H w procedurach podejścia precyzyjnego lub w określonym punkcie w procedurach podejścia nieprecyzyjnego, jednak nie niżej niż na minimalnej wysokości zniżania MDA/H.

Punkt rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu MAPt może być wyznaczony przez:

a) punkt przecięcia się „elektronicznej ścieżki" schodzenia z odpowiednią wysokością decyzji DA/H,

b) pomoc nawigacyjną,
c) punkt kontrolny,
d) podanie odległości od punktu kontrolnego rozpoczęcia podejścia końcowego w podejściu nieprecyzyjnym FAF.

Jeżeli przed dolotem do MAPt niezbędny do lądowania kontakt wzrokowy z terenem nie został ustalony, procedura przewiduje natychmiastowe rozpoczęcie odlotu po nieudanym podejściu, w celu zapewnienia ochrony przed zderzeniem z przeszkodami.

16.3.5.2. Faza początkowa

Faza początkowa zaczyna się w punkcie rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu MAPt, a kończy się w punkcie, w którym rozpoczyna się wznoszenie.

16.3.5.3. Faza pośrednia

W fazie pośredniej jest kontynuowane wznoszenie, w zasadzie po prostej, aż do pierwszego punktu, w którym osiągnięte jest i może być utrzymane przewyższenie nad przeszkodami, wynoszące 50 m. Zakłada się, że podczas tej fazy pilot rozpoczyna korygowanie kierunku lotu.

16.3.5.4. Faza końcowa

Faza końcowa rozpoczyna się w pierwszym punkcie, nad którym osiąga się (i może być utrzymane) przewyższenie nad przeszkodami 50 m i kończy się w punkcie, w którym rozpoczyna się nowe podejście, oczekiwanie w strefie lub powrót do lotu po trasie. W fazie tej mogą być ustalane zakręty.

Punkt rozpoczęcia zakrętu TP określa się jednym z następujących sposobów:

a) nad wyznaczoną pomocą nawigacyjną lub innym punktem kontrolnym,
b) na wyznaczonej bezwzględnej wysokości, jeżeli nie został ustalony dodatkowy punkt kontrolny lub odległość w celu zapobiegnięcia zbyt wczesnym zakrętom,
c) w wyznaczonej pozycji zliczonej (DR — *Dead Reckoning Position*); zakręt może być rozpoczęty w pozycji zliczonej, określonej czasem lub odległością przebytą od chwili przelotu pomocy nawigacyjnej lub innego punktu kontrolnego.

PODEJŚCIE Z WIDOCZNOŚCIĄ (LOT PO KRĘGU)

Podejście z widocznością rozpoczyna się po zakończeniu podejścia według wskazań przyrządów mającego na celu wyprowadzenie statku powietrznego w pozycję do lądowania na drodze startowej, której usytuowanie nie umożliwia podejścia wprost z trasy (np. gdy kierunek podejścia według wskazań przyrządów różni się znacznie od kierunku drogi startowej).

Strefę manewrowania z widocznością dla podejścia z kręgu wyznacza się przez wykreślenie łuków kół ze środka progu każdej drogi startowej i połączenie tych łuków za pomocą stycznych. Promień łuku zależy od kategorii statków powietrznych i ich prędkości, prędkości wiatru i kąta przechylenia.

Gdy strefa manewrowania z widocznością (lotu po kręgu) zostanie ustalona, określa się bezwzględną (względną) wysokość lotu, zapewniającą minimalne przewyższenie nad przeszkodami OCA/H dla każdej kategorii statków powietrznych.

Gdy do bezwzględnej (względnej) wysokości lotu zapewniającej minimalne przewyższenie nad przeszkodami OCA/H dla każdej kategorii statków powietrznych zostanie dodany dodatkowy zapas wysokości uwarunkowany względami operacyjnymi, wówczas otrzymuje się minimalną bezwzględną (względną) wysokość zniżania MDA/H.

Zniżanie poniżej MDA/H nie powinno być wykonywane, jeżeli:

— nie został ustalony kontakt wzrokowy z terenem i nie będzie utrzymany,

— pilot nie widzi progu drogi startowej przed lądowaniem,

— wymagane przewyższenie nad przeszkodami nie może być utrzymane, a statek powietrzny nie znajduje się w pozycji dogodnej do wykonania lądowania.

Podejście do lądowania z kręgu jest manewrem lotu z widocznością. Podstawowe założenie, które powinno być spełnione w czasie tego manewru, sprowadza się do tego, aby po ustaleniu początkowego kontaktu wzrokowego z terenem, otoczenie drogi startowej (tzn. próg, pomoc świetlnotechniczna podejścia do lądowania lub inne charakterystyczne szczegóły, które można utoż-

samić z drogą startową) było stale widoczne podczas lotu po kręgu na MDA/H.

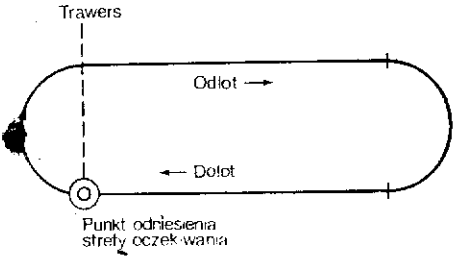
W przypadku gdy w czasie lotu po kręgu, będącego kontynuacją podejścia według wskazań przyrządów, utracony zostanie kontakt wzrokowy z terenem, stosuje się określoną procedurę odlotu po nieudanym podejściu. Przewiduje się, że pilot wykona zakręt z początkowym wznoszeniem w kierunku drogi startowej i gdy znajdzie się nad lotniskiem, wyprowadzi statek powietrzny ze wznoszeniem na tor odlotu po nieudanym podejściu.

16.5

PROCEDURY OCZEKIWANIA

Procedura oczekiwania jest to z góry ustalony manewr, który umożliwia statkowi powietrznemu utrzymywanie się w obrębie określonej przestrzeni powietrznej podczas oczekiwania na dalsze zezwolenie.

Kształt standardowego toru oczekiwania przedstawiono na rysunku 16.9.



Rys. 16.9. Standardowy tor oczekiwania

Wlot na tor oczekiwania i lot po nim powinien być wykonywany z określoną prędkością, zależną od wysokości lotu i typu statku powietrznego.

Wszystkie zakręty wykonuje się z kątem przechylenia 25° lub z prędkością kątową 3° na sekundę, zależnie od tego który kąt przechylenia jest mniejszy przy danej prędkości.

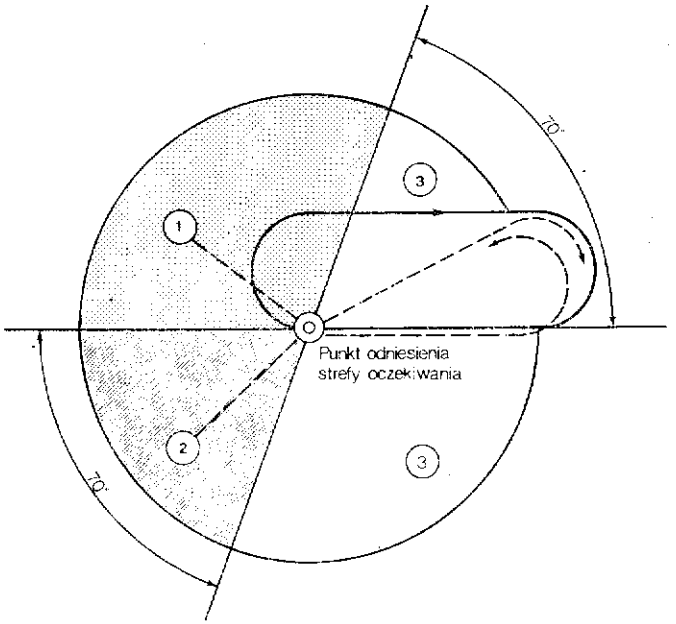
Z zasady wszystkie zakręty po początkowym wlocie na tor oczekiwania wykonuje się w prawo, chyba że organ kierowania ruchem lotniczym poleci wykonywać zakręty w lewo.

Odmierzanie czasu na odcinku odlotu manewru oczekiwania rozpoczyna się nad punktem kontrolnym (punktem odniesienia strefy oczekiwania) lub na jego trawersie, w zależności od tego, co występuje później. Jeżeli nie można określić trawersu, odmierzanie czasu rozpoczyna się po wykonaniu przez statek zakrętu na kurs odlotu.

Pilot powinien uwzględniać wpływ wiatru, dokonując poprawek kursu i odmierzania czasu podczas wlotu i w czasie lotu po torze manewru oczekiwania.

Wlot na tor oczekiwania wykonuje się z kursem odpowiednim do usytuowania trzech sektorów wlotu, przedstawionych na rysunku 16.10. W przypadku oczekiwania w punkcie przecięcia się radiali VOR lub w punktach kontrolnych wyznaczonych przez VOR/DME, wloty należy ograniczać liniami namiarów (radiali) lub łukami DME, wyznaczającymi punkt kontrolny.

Minimalny dozwolony poziom lotu w procesie oczekiwania jest oparty na przewyższeniu początkowym wynoszącym co najmniej 300 m nad przeszkodami w strefie oczekiwania. Tę minimalną wartość zwiększa się, w razie potrzeby, w celu zapewnienia przewyższenia nad przeszkodami w strefie buforowej, rozciągającej się 9 km za granicą strefy oczekiwania.



Rys. 16.10. Sektory wlotu

Ponadto nad terenem pagórkowatym lub nad terenem górzystym przewiduje się przewyższenie nad przeszkodami dochodzące do 600 m, w celu uwzględnienia ewentualnych wpływów turbulencji, prądów zstępujących i innych zjawisk meteorologicznych na wskazania wysokościomierzy.

16.6

PROCEDURY NASTAWIANIA WYSOKOŚCIOMIERZY

Procedury nastawiania wysokościomierzy, jak również zasady określania wysokości przejściowej i poziomu przejściowego ustalane są przez władzę lotnictwa cywilnego.

Tablica przeliczeń ciśnienia atmosferycznego wyrażonego w mm Hg na hPa (mb)

mm Hg \ +mm Hg	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
710	946,6	947,9	949,2	950,6	951,9	953,2	954,6	955,9	957,2	958,6
720	959,9	961,2	962,6	963,9	965,2	966,6	967,9	969,2	970,6	971,9
730	973,2	974,6	975,9	977,2	978,6	979,9	981,2	982,6	983,9	985,2
740	986,6	987,9	989,2	990,6	991,9	993,2	994,6	995,9	997,2	998,6
750	999,9	1001,2	1002,6	1003,9	1005,2	1006,6	1007,9	1009,2	1010,6	1011,9
760	1013,25	1014,6	1015,9	1017,2	1018,6	1019,9	1021,2	1022,6	1023,9	1025,2
770	1026,6	1027,9	1029,2	1030,6	1031,9	1033,2	1034,6	1035,9	1037,2	1038,6
780	1039,9	1041,2	1042,6	1043,9	1045,2	1046,6	1047,9	1049,2	1050,6	1051,9
790	1053,2	1054,6	1055,9	1057,2	1058,6	1059,9	1061,2	1062,6	1063,9	1065,2

Uwaga: 1 mm Hg = 133,332 Pa
1 mm Hg = 1,33332 hPa
1 hPa = 0,75 mm Hg
760 mm Hg = 1013,25 hPa

Załącznik 2

Tablica przeliczeń ciśnienia atmosferycznego wyrażonego w hPa (mb) na mm Hg

hPa \ +hPa	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
950	712,6	713,3	714,1	714,8	715,6	716,3	717,1	717,8	718,6	719,3
960	720,1	720,8	721,6	722,3	723,1	723,8	724,6	725,3	726,1	726,8
970	727,6	728,3	729,1	729,8	730,6	731,3	732,1	732,8	733,6	734,3
980	735,1	735,8	736,6	737,3	738,1	738,8	739,6	740,3	741,1	741,8
990	742,6	743,3	744,1	744,8	745,6	746,3	747,1	747,8	748,6	749,3
1000	750,1	750,8	751,6	752,3	753,1	753,8	754,6	755,3	756,1	756,8
1010	757,6	758,3	759,1	759,8	760,6	761,3	762,1	762,8	763,6	764,3
1020	765,1	765,8	766,6	767,3	768,1	768,8	769,6	770,3	771,1	771,8
1030	772,6	773,3	774,1	774,8	775,6	776,3	777,1	777,8	778,6	779,3
1040	780,1	780,8	781,6	782,3	783,1	783,8	784,6	785,3	786,1	786,8
1050	787,6	788,3	789,1	789,8	790,6	791,3	792,1	792,8	793,6	794,3

Uwaga: 1 mm Hg = 133,332 Pa
1 mm Hg = 1,33332 hPa
1 hPa = 0,75 mm Hg
760 mm Hg = 1013,25 hPa

Międzynarodowa Atmosfera Wzorcowa (MAW)
(na podstawie PN-78/N-03100)

Wartości temperatur T i t, ciśnienia P, ciężaru właściwego γ, gęstości ϱ, prędkości dźwięku α i przyspieszenia przy swobodnym spadku g, w funkcji wysokości geopotencjalnej H *)

H [m]	T [K]	t [°C]	P [hPa]	P [mm Hg]	γ [N/m³]	ϱ [kg/m³]	a [m/s]	g [m/s²]
1	2	3	4	5	6	7	8	9
−2 000	301,150	28,000	1277,74	958,382	14,504	1,47808	347,886	9,8128
−1 500	297,900	24,750	1206,91	905,255	13,847	1,41137	346,003	9,8113
−1 000	294,650	21,500	1139,29	854,538	13,214	1,34700	344,111	9,8097
−500	291,400	18,250	1074,77	806,148	12,602	1,28489	342,208	9,8082
0	288,150	15,000	1013,25	760,000	12,013	1,22500	340,294	9,8066
500	284,900	11,750	954,608	716,015	11,445	1,16727	338,369	9,8051
1000	281,650	8,500	898,746	674,115	10,898	1,11164	336,434	9,8036
1 500	278,400	5,250	845,560	634,222	10,371	1,05807	334,487	9,8020
2 000	275,150	2,000	794,952	596,263	9,8641	1,00649	332,529	9,8005
2 500	271,900	−1,250	746,825	560,165	9,3762	0,95686	330,559	9,7989
3 000	268,650	−4,500	701,085	525,857	8,9070	0,90912	328,578	9,7974
3 500	265,400	−7,750	657,641	493,271	8,4561	0,86323	326,584	9,7959
4 000	262,150	−11,000	616,402	462,340	8,0228	0,81913	324,579	9,7943
4 500	258,900	−14,250	577,283	432,998	7,6068	0,77677	322,560	9,7928
5 000	255,650	−17,500	540,199	405,183	7,2075	0,73612	320,529	9,7912
5 500	252,400	−20,750	505,068	378,832	6,8244	0,69711	318,485	9,7897
6 000	249,150	−24,000	471,810	353,887	6,4572	0,65970	316,428	9,7881
6 500	245,900	−27,250	440,348	330,288	6,1053	0,62384	314,358	9,7866
7 000	242,650	−30,500	410,607	307,981	5,7683	0,58950	312,274	9,7851

1	2	3	4	5	6	7	8	9
7 500	239,400	−33,750	382,514	286,909	5,4457	0,55662	310,175	9,7835
8 000	236,150	−37,000	355,998	267,020	5,1372	0,52517	308,063	9,7820
8 500	232,900	−40,250	330,990	248,263	4,8422	0,49509	305,935	9,7804
9 000	229,650	−43,500	307,424	230,587	4,5604	0,46635	303,793	9,7789
9 500	226,400	−46,750	285,236	213,945	4,2913	0,43890	301,636	9,7774
10 000	223,150	−50,000	264,362	198,288	4,0345	0,41271	299,463	9,7758
10 500	219,900	−53,250	244,743	183,573	3,7897	0,38773	297,274	9,7743
11 000	216,650	−56,500	226,320	169,754	3,5565	0,36392	295,069	9,7727
11 500	216,650	−56,500	209,161	156,884	3,2863	0,33633	295,069	9,7712
12 000	216,650	−56,500	193,303	144,990	3,0357	0,31083	295,069	9,7697

*) Wysokość geopotencjalną (dynamiczną) punktu wyraża się przez pracę, jaką należy wykonać przeciwko sile ciężkości, aby podnieść jednostkę masy od początkowego poziomu do danego punktu. Praca ta nazywa się potencjałem siły ciężkości lub geopotencjałem. Jednostką geopotencjału jest metr geopotencjalny, równy pracy, jaką należy wykonać, aby podnieść jednostkę masy na wysokość 1 m przy przyspieszeniu g. Liczbowo jest on prawie równy metrowi liniowemu.
W praktyce nawigacyjnej przyjmuje się, że wysokość geopotencjalna jest równa wysokości geometrycznej.

Załącznik 4

Dopuszczalne błędy przyrządowe wysokościomierzy WD-12, WD-15 i WD-17

Punkty pomiarowe wysokości [m]	Dopuszczalne błędy wskazań [m]		
	WD-12	WD-15	WD-17
0	—	—	—
500	+30—40	±20	±20
1 000	+30—50	±40	±40
2 000	±50	±40	±40
3 000	±60	±50	±50
4 000	±60	±60	±60
5 000	±90	±80	±80
6 000	±90	±90	±90
7 000	±120	±110	±110
8 000	±120	±130	±130
9 000	±150	±140	±140
10 000	±150	±160	±160
11 000	±200	±180	±180
12 000	±200	±200	±200
13 000		±220	±220
14 000		±250	±250
15 000		±300	±300
16 000			±300
17 000			±300

Tabela poziomów lotu stosowanych w polskim rejonie informacji powietrznej

Załącznik 5

Geograficzny kąt drogi					
od 0° do 179°			od 180° do 359°		
Numer poziomu lotu	Wysokość *)		Numer poziomu lotu	Wysokość *)	
	Metry	Stopy		Metry	Stopy
30	900	3 000	40	1 200	4 000
50	1 500	5 000	60	1 850	6 000
70	2 150	7 000	80	2 450	8 000
90	2 750	9 000	100	3 050	10 000
110	3 350	11 000	120	4 250	12 000
130	3 950	13 000	140	4 900	16 000
150	4 550	15 000	160	4 900	14 000
170	5 200	17 000	180	5 500	18 000
190	5 800	19 000	200	6 100	20 000
210	6 400	21 000	220	6 700	22 000
230	7 000	23 000	240	7 300	24 000
250	7 600	25 000	260	7 900	26 000
270	8 250	27 000	280	8 550	28 000
290	8 850	29 000	310	9 450	31 000
330	10 050	33 000	350		35 000
370	11 300	37 000	390		39 000
410	12 500	41 000	430	13 100	43 000
450	13 700	45 000	470	14 350	47 000
490	14 950	49 000	510	15 550	51 000
itd.	itd.	itd.	itd.	itd.	itd.

*) Wysokość lotu określa się według wysokościomierza barometrycznego nastawionego na standardowe ciśnienie atmosferyczne 1013,25 hPa (760 mm Hg).

Załącznik 6

Dopuszczalne błędy przyrządowe prędkościomierzy US-350 i US-800

Punkty pomiarowe prędkości [km/h]	Dopuszczalne błędy wskazań [km/h]	
	US-350	US-800
50	±6	—
100	±6	±8
150	±6	±8
200	±6	±8
250	±6	±8
300	±6	±8
350	±6	±9
400	—	±10
500	—	±10
600	—	±10
700	—	±15
800	—	±15

Załącznik 7

Dopuszczalne błędy przyrządowe prędkościomierzy KUS-1000 i KUS-1200

Typ przyrządu	Punkty pomiarowe prędkości [km/h]	Wysokość [km]	Dopuszczalne błędy wskazań [km/h]	
			szerokiej wskazówki (V_P)	wąskiej wskazówki (V_{PK})
KUS-1000	100— 400	0	±10	—
	400— 600	0	—	±10
	700— 800	0	—	±12
	900—1000	0	—	±15
	400—1000	2—8	—	±25
	400—1000	10—12	—	±40
KUS-1200	150— 400	0	±10	—
	400—1200	0	±15	±15
	400—1200	4—8	—	±30
	400—1200	12	—	±40
	400—1200	15	—	±60

Tablica
promieni zakrętów R w metrach i czasów zakrętów o 360° (t_{360}) w sekundach w zależności od rzeczywistych prędkości powietrznych V_r i przechyleń statku powietrznego β

V_r [km/h]	100		150		200		250		300		350		400	
R, t_{360} / β	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}
10°	446,8	101,0	1005,3	151,0	1787,2	202,0	2784,4	251,9	4011,4	302,3	5461,9	352,8	7135,8	403,2
15°	294,0	66,4	661,5	99,6	1176,0	132,8	1832,3	165,8	2639,8	199,0	3594,3	232,2	4695,8	265,4
20°	216,4	48,9	487,0	73,3	865,8	97,8	1348,9	122,0	1943,4	146,5	2646,0	170,9	3457,0	195,4
25°	168,9	38,2	380,1	57,2	675,8	76,3	1052,9	95,2	1516,9	114,3	2065,2	133,4	2698,3	152,5
30°	136,5	30,6	307,0	46,2	545,8	61,6	850,4	76,9	1225,1	92,3	1668,1	107,7	2179,3	123,2
35°	112,5	25,4	253,1	38,1	450,0	50,8	701,2	63,4	1010,2	76,1	1375,4	88,8	1796,9	101,5
40°	93,9	21,2	211,2	31,8	375,5	42,4	585,1	52,9	843,0	63,5	1147,8	74,1	1499,5	84,7
45°	78,8	17,8	177,3	26,7	315,1	35,6	491,0	44,4	707,3	53,3	963,1	62,2	1258,2	71,1
50°	66,1	14,9	148,7	22,4	264,4	29,9	412,0	37,3	593,5	44,7	808,1	52,2	1055,8	59,7
55°	55,2	12,5	124,1	18,7	220,7	24,9	343,8	31,1	495,3	37,3	674,4	43,6	881,0	49,8
60°	45,5	10,3	102,3	15,4	181,9	20,5	283,5	25,6	408,4	30,8	556,0	35,9	726,4	41,1
65°	36,7	8,3	82,7	12,4	146,9	16,6	229,0	20,7	329,8	24,9	449,1	29,0	586,7	33,2
70°	28,7	6,5	64,5	9,7	114,7	13,0	178,7	16,2	257,4	19,4	350,5	22,6	458,0	25,9
V_r [m/s]	27,8		41,7		55,6		69,4		83,3		97,2		111,1	

cd. zał. 8

V_r [km/h]	450		500		550		600		650		700		750		800		850	
R, t_{360} / β	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}
10°	9033,0	453,7	11153,6	504,2	13497,7	554,6	16065,1	605,1	18855,9	655,5	21847,6	705,6	25083,6	756,0	28543,0	806,5	32225,8	856,9
15°	5944,3	298,6	7339,8	331,8	8882,3	365,0	10571,8	398,2	12408,3	431,4	14377,1	464,3	16506,6	497,5	18783,1	530,7	21206,6	563,9
20°	4376,1	219,8	5403,4	244,2	6539,0	268,7	7782,8	293,1	9134,8	317,6	10584,2	341,8	12151,9	366,3	13827,8	390,7	15611,9	415,1
25°	3415,7	171,6	4217,6	190,6	5103,9	210,0	6074,8	228,8	7130,0	247,9	8261,3	266,8	9485,0	285,9	10793,1	305,9	12185,7	324,0
30°	2758,7	138,6	3406,4	154,0	4122,3	169,4	4906,4	184,8	5758,7	200,2	6672,4	215,5	7660,7	230,9	8717,3	246,3	9842,0	261,7
35°	2274,7	114,3	2808,7	127,0	3399,0	139,7	4045,5	152,4	4748,3	165,1	5501,7	177,7	6316,6	190,4	7187,7	203,1	8115,1	215,8
40°	1898,2	95,3	2343,8	105,9	2836,4	116,5	3375,9	127,1	3962,3	137,7	4591,0	148,3	5271,0	158,9	5998,0	169,5	6771,9	180,1
45°	1592,8	80,0	1966,7	88,9	2380,0	97,8	2832,7	106,7	3324,8	115,6	3852,3	124,4	4422,9	133,3	5032,9	142,2	5683,3	151,1
50°	1336,5	67,1	1650,2	74,6	1997,1	82,1	2376,9	89,5	2789,8	97,0	3232,5	104,4	3711,3	111,9	4223,1	119,3	4768,0	126,8
55°	1115,3	56,0	1377,1	62,2	1665,5	68,5	1983,5	74,7	2328,0	80,9	2697,4	87,1	3097,0	93,3	3524,1	99,6	3978,8	105,8
60°	919,6	46,2	1135,5	51,3	1374,1	56,5	1635,5	61,6	1919,6	66,7	2224,1	71,8	2553,6	77,0	2905,7	82,1	3280,7	87,2
65°	742,7	37,3	917,1	41,5	1109,8	45,6	1320,9	49,7	1550,4	53,9	1796,4	58,0	2062,4	62,2	2346,9	66,3	2649,7	70,5
70°	579,7	29,1	715,8	32,4	866,2	35,6	1031,0	38,8	1210,1	42,1	1402,1	45,3	1609,8	48,5	1831,8	51,8	2068,2	55,0
V_r [m/s]	125,0		138,9		152,8		166,7		180,6		194,4		208,3		222,2		236,1	

V_r [km/h]	900		950		1000		1050		1100		1150		1200		1250		1300	
R, t_{360} / β	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}	R	t_{360}
10°	36132,0	907,4	40261,6	957,9	44614,6	1008,3	49190,9	1058,8	53990,7	1109,2	58976,9	1159,3	64221,8	1209,7	69690,2	1260,2	75381,9	1310,6
15°	23777,1	597,1	26494,6	630,3	29359,1	663,5	32370,6	696,7	35529,2	729,9	38810,4	782,9	42261,9	796,1	45860,4	829,3	49605,0	862,5
20°	17504,3	439,6	19505,9	464,0	21613,7	488,5	23830,8	512,9	26156,0	537,4	28571,6	561,6	31112,5	586,1	33761,7	610,5	36519,1	634,9
25°	13662,8	343,1	15224,3	362,2	16870,3	381,3	18600,8	400,3	20415,7	419,4	22301,2	438,4	24284,4	457,4	26352,3	476,5	28504,5	495,6
30°	11035,0	277,1	12296,2	292,5	13625,6	307,9	15023,3	323,3	16489,1	338,8	18012,0	354,1	19613,8	369,5	21283,9	384,9	23022,2	400,3
35°	9098,8	228,5	10138,7	241,2	11234,9	253,9	12387,3	266,6	13596,0	279,3	14851,6	291,9	16172,4	304,6	17549,4	317,3	18982,7	330,0
40°	7592,7	190,7	8460,5	201,3	9375,2	211,9	10336,9	222,5	11345,5	233,1	12393,3	243,6	13495,4	254,2	14644,6	264,8	15840,6	275,4
45°	6371,0	160,0	7099,2	168,9	7866,7	177,8	8673,8	186,7	9520,0	195,6	10399,2	204,4	11324,0	213,3	12288,3	222,2	13291,9	231,1
50°	5345,9	134,2	5956,9	141,7	6601,0	149,2	7278,1	156,6	7988,2	164,1	8726,0	171,5	9502,0	179,0	10311,1	186,4	11153,2	193,9
55°	4461,1	112,0	4970,9	118,3	5508,3	124,4	6073,4	130,7	6666,0	136,9	7281,6	143,1	7929,2	149,4	8604,3	155,6	9307,1	161,8
60°	3678,3	92,4	4098,7	97,5	4541,9	102,6	5007,8	107,8	5496,4	112,9	6004,0	118,0	6537,9	123,2	7094,6	128,3	7674,1	133,4
65°	2970,9	74,6	3310,4	78,8	3668,3	82,9	4044,6	87,1	4439,3	91,2	4849,2	95,3	5280,5	99,5	5730,1	103,6	6198,1	107,8
70°	2318,9	58,2	2583,9	61,5	2863,3	64,7	3157,0	67,9	3465,0	71,2	3785,0	74,4	4121,6	77,6	4472,6	80,9	4837,8	84,1
V_r [m/s]	250,0		263,9		277,8		291,7		305,6		319,4		333,3		347,2		361,1	

W obliczeniach przyjęto:

1) $g = 9{,}81$ m/s²;

2) $R = \dfrac{V_r^2}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}$; (V_r w m/s; β w stopniach; R w m)

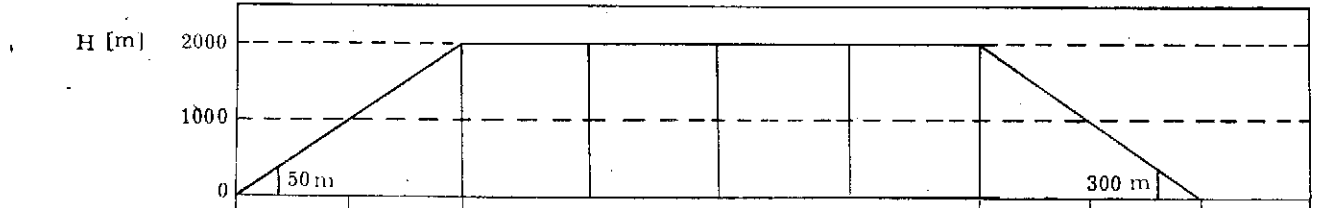
3) $t_{360} = \dfrac{0{,}64\ V_r}{\operatorname{tg} \beta}$; (V_r w m/s; β w stopniach; t_{360} w s.)

Załącznik 9

Wstępne i bezpośrednie obliczenie lotu

Trasa	Obliczenie lotu									
	Wstępne						Z uwzgl. wiatru			
	NKDM	H	V	S	t	Q poz.	KZ	KM	W	t
do WPT					12					12
WPT PIASECZNO	277°	4250	470	285	36		—5°	282	485	35
PZK POZNAŃ	314°	4250	470	188	24		—5°	319	402	28
KPT GOLENIÓW										
od KPT					13					13
Razem po trasie:				473	60		—	—	—	63
Ogólna długotrwałość lotu:					85		—	—	—	88

Inżynieryjno-nawigacyjne obliczenie lotu dla samolotu An-2T



	Start	Wznoszenie	Trasa lotu na $H=2000$ m				Zniżanie	Lądowanie	Razem
			I odcinek	II odcinek	III odcinek	IV odcinek			
S [km]	—	24	250	220	260	390	15	—	1159
t [min]	10,0	9,2	72,8	64,0	75,7	113,6	6,5	10,0	6 h 2 min
V_r [km/h]	—	147	206	206	206	206	147	—	—
V_z [m/s]	—	3,5	—	—	—	—	4,4	—	—
V_p [km/h]	—	140	185	185	185	185	140	—	—
n [obr/min]	2200	2100	1770	1770	1770	1770	1500	1600	—
P_k [mm Hg]	1050	860	665	665	665	665	300	600	—
C_h [l/h] C_k [l/km]	—	—	181,8/0,88	181,8/0,88	181,8/0,88	181,8/0,88	—	—	—
Zużycie paliwa [l]	22	47	220	194	229	344	7	18	1081
Pozostałość paliwa [l]	1178	1131	911	717	488	144	137	119 = 10% Q_c	

Uwaga. Obliczenia wykonano dla warunku ciszy, na podstawie instrukcji obliczania zasięgu i długotrwałości lotu samolotu An-2T. Sygnatura: WSK — Mielec nr 16/69. $G=5250$ kg; $Q_c=1200$ l; $t_z=+15°C$.

Tablica przeliczeń niektórych jednostek

Wartość wielkości w jednostkach		Mnożnik	Wartość w nowych jednostkach	
Mile morskie	[NM]	1,852	Kilometry	[km]
Kilometry	[km]	0,5389	Mile morskie	[NM]
Metry	[m]	3,2809	Stopy	[ft]
Metry	[m]	39,37	Cale	[in]
Stopy	[ft]	0,3048	Metry	[m]
Stopy	[ft]	12,0	Cale	[in]
Cale	[in]	0,0254	Metry	[m]
Cale	[in]	0,0833	Stopy	[ft]
Cale	[in]	2,54	Centymetry	[cm]
Centymetry	[cm]	0,3937	Cale	[in]
Węzły	[kt]	1,852	Kilometry na godzinę	[km/h]
Węzły	[kt]	0,514	Metry na sekundę	[m/s]
Kilometry na godzinę	[km/h]	0,539	Węzły	[kt]
Metry na minutę	[m/min]	0,0547	Stopy na sekundę	[ft/s]
Metry na sekundę	[m/s]	1,94	Węzły	[kt]
Metry na sekundę	[m/s]	196,8	Stopy na minutę	[ft/min]
Stopy na minutę	[ft/min]	0,00508	Metry na sekundę	[m/s]
Stopy na sekundę	[ft/s]	18,288	Metry na minutę	[m/min]
Hektopaskale	[hPa]	0,75	Milimetry słupa rtęci	[mm Hg]
Milimetry słupa rtęci	[mm Hg]	1,333	Hektopaskale	[hPa]
Hektopaskale	[hPa]	0,0295	Cale sł. rtęci	[in. Hg]
Cale	[in. Hg]	33,86	Hektopaskale	[hPa]

LITERATURA

w języku polskim

A. Abłamowicz — *Loty w trudnych warunkach atmosferycznych.* WKŁ, Warszawa 1975.

J. Badowski, F. Janik — *Radionawigacja lotnicza.* WK, Warszawa 1954.

M. Chodorowski [i inni] — *Nawigacja lotnicza.* MON, Warszawa 1979.

S. Czarnecki [i inni] — *Nawigacja lotnicza.* Instytut Techniczny Lotnictwa, Warszawa 1939.

J. Flis — *Kartografia w zarysie.* PZWSz, Warszawa 1961.

W. Grygorenko — *Redakcja i opracowanie map ogólnogeograficznych.* PPWK, Warszawa 1970.

F. Janik, Cz. Malinowski — *Podstawowa nawigacja lotnicza.* WK, Warszawa 1957.

J. Lipski — *Eksploatacja lotniczych przyrządów pokładowych.* WKŁ, Warszawa 1963.

B. Łabno — *Nawigacja pilota sportowego.* MON, Warszawa 1959.

P. Majewska, A. Pazio — *Nawigacja.* WKŁ, Warszawa 1968.

Cz. Malinowski — *Nawigacja powietrzna. Cz. I — Nawigacja podstawowa.* PLL LOT, Warszawa 1951.

O. Tuskiewicz — *Nawigacja powietrzna.* Warszawa 1929.

J. Wereszczyński — *Kartografia nawigacyjna.* PWN, Warszawa 1970.

J. Wereszczyński — *Podstawy nawigacji przy użyciu sztucznych satelitów Ziemi.* PWN, Warszawa 1971.

J. Woźnicki — *Loksodroma i ortodroma przy budowie siatki map nawigacyjnych.* WK, Warszawa 1954.

M. Żebrowski — *Loty według przyrządów.* WKŁ, Warszawa 1971.

Obliczenia na suwaku nawigacyjnym. MON, Warszawa 1960.

Regulamin służby nawigatorskiej lotnictwa wojskowego (RSN-76). MON-DWL, Poznań 1977.

Szczegółowe przepisy ruchu lotniczego cywilnych statków powietrznych — Służby ruchu lotniczego (PL-11). MK — MON, Warszawa 1980.

Szczegółowe przepisy ruchu lotniczego cywilnych statków powietrznych — Zasady ruchu lotniczego (PL-2). MK — MON, Warszawa 1980.

w tłumaczeniu z języka rosyjskiego na język polski

S. S. Fiedczyn — *Nawigacja lotnicza.* (tłum. A. Michalski i E. Grysiewicz) WKŁ, Warszawa 1974.

Nowigacja lotnicza — red. W. Sokołow. (tłum. F. Holda i E. Skonecki) MON, Warszawa 1956.

w tłumaczeniu z języka angielskiego na język polski

Procedury dla służb żeglugi powietrznej — Operacje statków powietrznych. Wyd. 2, 1982. Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego (tłum. A. Rzeczewski).

Elektroniczne układy nawigacji lotniczej — red. M. Kayton i W. R. Fried. (tłum. J. Kręcisz). WKŁ, Warszawa 1976.

w języku angielskim

S. E. T. Taylor, H. A. Parmar — *Ground studies for pilots.* Crosby Lockwood and Son LTD, London 1970.

T. C. Lyon — *Practical air navigation.* Jeppesen and Co. Denver, 1972.

U.S. Navy Hydrographic Office — *Air navigation.* U.S. Gouvernment Printing Office, Washington 1955.

w języku francuskim

A. B. Duval, L. Hébrard — *Traité pratique de navigation aérienne.* Gauthier — Villars, Imprimeur — Editeur. Paris 1950.

w języku niemieckim

K. Jantsch, E. Golbs, H. Hiebel, R. Fänder — *Navigation auf einsitzigen Flugzeugen.* Deutcher Militärverlag, Berlin 1968.

w języku rosyjskim

Х. Г. Иткинов — *Штурманский справочник.* Москва Ордена „Знак Почета". Изд. ДОСААФ СССР 1978.

А. А. Лейзерах — *Сборник задач по самолетовождению.* Изд. Транспорт, Москва 1969.

Г. В. Марков, Л. А. Острогский — *Справочник пилота и штурмана гражданской авиации.* Изд. Транспорт, Москва 1967.

В. И. Осадший, Г. А. Черныщев — *Воздушная навигация.* Изд. Транспорт, Москва 1969.

И. В. Остославский, И. В. Стражева — *Динамика полета.* ГНТ Изд. Оборонгиз, Москва 1963.

Н. Г. Рачковский — *Основы теории автоматизированного самолетовождения.* Изд. Машиностроение. Москва 1966.

М. А. Черный, В. И. Кораблин — *Самолетовождение.* Изд. Транспорт, Москва 1977.

В. К. Щелупенко, Н. С. Бойченко, С. И. Нагорнов, Г. В. Школьник — *Самолетовождение.* Изд. Транспорт, Москва 1968.

Руководство по самолетовождению. Военное Издательство Министерства Обороны СССР. Москва 1964.

Траектории летательных аппаратов. Изд. Оборонгиз, Москва 1963.

Azymut 52

Barometryczna wysokość bezwzględna 151

Barometryczna wysokość lotu 146
Barometryczna wysokość standardowa (wysokość standardowa) 151
Barometryczna wysokość względna 151
Bezwzględna wysokość decyzji 567
Bezwzględna wysokość lotu 141
Bezwzględna wysokość lotu zapewniająca minimalne przewyższenie nad przeszkodami 566
Biegun geograficzny 45
Biegun geograficzny południowy 45
Biegun geograficzny północny 45
Błąd aerodynamiczny prędkościomierza 189
Błąd aerodynamiczny wysokościomierza 153
Błąd północny busoli 134
Błąd temperaturowy wysokościomierza 153

Całkowite natężenie pola magnetycznego Ziemi 118
Chwilowa utrata orientacji geograficznej 526
Ciśnienie atmosferyczne zredukowane do średniego poziomu morza 146
Czas miejscowy 57
Czas strefowy 58

Deklinacja magnetyczna 120
Dewiacja busoli 122
Dewiacja pochyleniowa 133
Dewiacja przechyleniowa 133
Dewiacja stała 131
Długość geograficzna 48
Długość sferyczna 48
Długotrwałość lotu statku powietrznego 469
Długotrwałość praktyczna lotu 470
Długotrwałość techniczna lotu 470
Dolna kulminacja (dołowanie) 56
Droga loksodromiczna 62
Droga ortodromiczna 63

Elipsoida ziemska 43

Fizyczna powierzchnia Ziemi 42

Geograficzny kąt drogi loksodromy 114

Geoida 43
Gradient zniżania (wznoszenia) 564
Górna kulminacja (górowanie) 56

Horyzont widoczny (widnokrąg) 53

Inklinacja magnetyczna 119
Izodynama 119
Izogona 121
Izoklina 119
Izopora 121

Kąt drogi 35
Kąt kierunkowy 88
Kąt kursowy obiektu 263
Kąt kursowy radiolatarni 346
Kąt kursowy wiatru 211
Kąt pionowy 268
Kąt pomocniczy 269
Kąt przechylenia 303
Kąt wiatru 211
Kąt znoszenia 209
Kątowe boczne odchylenie 240
Kątowe wyprzedzenie zakrętu 310
Krytyczny kąt kursowy 331
Krytyczny punkt powrotu 481
Kurs busoli 123
Kurs geograficzny 123
Kurs magnetyczny 123
Kurs statku powietrznego 123
Kurs umowny 123

Liczba Macha 197
Linia drogi 32
Linia namiaru 261
Linia namiaru ortodromicznego 74
Linia obserwacji obiektu 268
Linia pozycyjna 34, 73
Linia radionamiaru 345
Linia równych odległości 75
Linia równych radionamiarów (azymutów) 358
Linia równych różnic odległości (hiperbola) 75
Linia wiatru (łoże wiatru) 202
Linia zmiany daty 61
Liniowe boczne odchylenie 240
Liniowe wyprzedzenie zakrętu 309
Liniowy obiekt orientacyjny 257
Loksodroma (linia stałego kąta drogi) 62
Loksodromiczny kąt drogi 63
Lot do radiolatarni metodą bierną 374
Lot do radiolatarni metodą czynną 377
Lot do radiolatarni metodą kursową 376
Lot nocny 553

Magnetyczna oś Ziemi 117
Maksymalny kąt znoszenia 210
Małe koło 45
Mapa lotnicza 76
Mapa sytuacji nawigacyjnej 447
Meteorologiczny kierunek wiatru 202
Międzynarodowa droga lotnicza 560
Mila morska 51
Minimalna (bezpieczna) wysokość lotu po trasie wykonywanego zgodnie z przepisami lotów według wskazań przyrządów 168

Nachylenie stoku 105
Namiar 261
Namiar geograficzny obiektu 264
Namiar geograficzny statku powietrznego 266
Namiar magnetyczny obiektu 265
Namiar magnetyczny statku powietrznego 267
Namiar obiektu 263
Namiar statku powietrznego 266
Nawigacja lotnicza 31
Nawigacyjna sytuacja lotu 34
Nawigacyjne elementy (parametry) lotu 35
Nawigacyjny kierunek wiatru 202
Nawigacyjny reżym lotu 36
Nawigacyjny trójkąt prędkości 209
Nawigowanie statku powietrznego 31, 487

Naziemna pozycja statku powietrznego 32

Obiekt orientacyjny 257
Odcinek podejścia końcowego 580
Odcinek podejścia pośredniego 580
Odczyt radiokompasu 346
Odległość loksodromiczna 63, 355
Odległość ortodromiczna 63
Odległość pozioma 268
Odległość skośna 268
Odwzorowanie kartograficzne 79
Ogólna orientacja geograficzna 287
Orientacja geograficzna 31
Orientacja przyrządowa 299
Orientacja wzrokowa 288
Ortodroma 63
Ortodromiczny kąt drogi 63
Oś ziemska 45

Pełna utrata orientacji geograficznej 526
Płaszczyzna horyzontu rzeczywistego (horyzont rzeczywisty) 54
Podziałka liniowa 78
Południk geograficzny 45
Południk magnetyczny 120
Południk zerowy (początkowy) 46
Poprawka loksodromiczna 355
Poprawka na zbieżność południków 353
Poprawka terenowa 140
Powierzchnia poziomu odniesienia 42
Powierzchniowy obiekt orientacyjny 257
Powietrzna pozycja statku powietrznego 32
Poziomica (warstwica) 102
Poziom lotu 174
Poziom przejściowy 176
Pozycja statku powietrznego 32
Prawdziwa doba słoneczna 56
Prędkość podróżna 179
Prędkość przyrządowa 188
Prędkość równoważna 195
Prędkość wiatru 203
Procedura nieprecyzyjnego (klasycznego) podejścia do lądowania 562
Procedura oczekiwania 586
Procedura odlotu po nieudanym podejściu do lądowania 583
Procedura podejścia do lądowania według wskazań przyrządów 562
Procedura podejścia precyzyjnego do lądowania 562
Procedura z nawrotem 575
Profil lotu 35
Promień działania statku powietrznego 472
Przeciwpołudnik 46
Punkt krytyczny (punkt jednakowego czasu lotu) 479
Punktowy obiekt orientacyjny 257
Punkt rozpoczęcia procedury odlotu po nieudanym podejściu 581
Punkt wysokościowy (kota) 103

Radiodewiacja 347
Radionamiar geograficzny radiolatarni 347
Radionamiar geograficzny radionamiernika naziemnego 350
Radionamiar geograficzny statku powietrznego 351
Radionamiar magnetyczny radiolatarni 347
Radionamiar magnetyczny radionamiernika naziemnego 350
Radionamiar magnetyczny statku powietrznego 351
Radionamiar radiolatarni 345
Radionamiar radionamiernika naziemnego 349
Radionamiar statku powietrznego 350
Radionamiernik naziemny 391
Radionamierzanie 345
Rejon anomalii magnetycznych 121
Rok zwrotnikowy 56
Równik 46
Równik magnetyczny (aklina) 119
Równoleżnik 46

Rzeczywista prędkość powietrzna 178
Rzeczywista wysokość lotu (wysokość rzeczywista) 139
Rzeźba terenu (ukształtowanie pionowe terenu) 261
Rzut kartograficzny 79

Siatka geograficzna 47
Siatka kartograficzna 80
Skala cząstkowa (poszczególna) 79
Skala duża 79
Skala główna 78
Skala mała 79
Skala mapy 77
Skala mianowana 78
Skala liczbowa 78
Skala ułamkowa 78
Stopień baryczny (barometryczny) 144
„Stożek ciszy" 421
Strefa poboczna 578
Strefa podstawowa 578
Szczegółowa orientacja geograficzna 287
Szerokość geograficzna punktu 47
Szerokość sferyczna punktu 48

Ściśliwość powietrza 181
Średni czas Greenwich 57
Średni czas słoneczny 56

Taktyczny promień działania 472
Teren górzysty 170
Teren pagórkowaty 170
Teren równinny 170
Tor lotu 32
Trasa dolotu 574
Treść mapy 100

Utrata orientacji geograficznej 526

Warstwa przejściowa 176
Wektor wiatru 209
Wektor zmiany wiatru 203
Wiatr 202
Wiatr ekwiwalentny 252
Wiatr punktowy 202
Wielkie koło 45
Wysokość barometryczna (ciśnieniowa) 146
Wysokość gęstościowa 163
Wysokość lotu 138
Wysokość przejściowa 176
Wysokość przyrządowa 152
Względna wysokość decyzji 567
Względna wysokość lotu (wysokość względna) 140
Względna wysokość lotu zapewniająca minimalne przewyższenie nad przeszkodami 566

Zakręt podstawowy 577
Zakręt proceduralny 575
Zasięg lotu statku powietrznego 469
Zasięg praktyczny lotu 470
Zasięg taktyczny lotu 471
Zasięg techniczny lotu 470
Zastój róży busoli 129
Zbieżność południków 64
Zliczanie drogi 279